



Escola Tècnica Superior d'Enginyeries  
Industrial i Aeronàutica de Terrassa

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

Grau en Enginyeria  
de Vehicles Aeroespacials

# Proyecto de diseño de un avión contra incendios

---

TRABAJO DE FINAL DE GRADO

Anexos

Autora: Sílvia Fernández Torres

Director: Joan Llargués

Septiembre de 2015



## Tabla de contenido

Tabla de contenido .....	3
Tabla de Ilustraciones .....	5
Tablas de datos .....	7
Anexo A. Dimensionado inicial .....	8
1. Algoritmo para TOW .....	8
1.1. Carga de pago .....	8
1.2. Cálculo de combustible .....	9
1.2.1. Fase de crucero .....	10
1.3. Pesos en vacío .....	11
1.4. Estimación de pesos .....	12
2. Punto de diseño. ....	14
2.1. Distancia de despegue .....	14
2.2. Distancia de aterrizaje .....	15
2.3. Vuelo horizontal en crucero.....	16
2.4. Subida en segundo segmento .....	18
2.5. Punto de diseño .....	19
Anexo B: Aerodinámica.....	21
1. Elección del perfil.....	21
2. Forma en planta .....	25
Anexo C: Centro de gravedad .....	30
1. Estimación del peso de los componentes.....	30
2. Posición del centro de gravedad.....	32
2.1 Máxima carga de pago (MZFW) .....	33
2.2 Máximo peso de combustible (MFW).....	36
Anexo D: Diseño Hidráulico .....	39
1. Estabilidad hidrostática.....	39
1.1 Condiciones de equilibrio de un cuerpo flotante .....	39
1.1.1 Principio de Arquímedes. Equilibrio de fuerzas .....	39
1.1.2 Equilibrio de momentos.....	41
1.2 Estabilidad hidrostática inicial de un cuerpo flotante .....	42
1.2.1 El metacentro de Bouguer y la altura metacéntrica .....	43

Anexo E: Resultados del estudio del modelo 3D con el software ORCA de Rhinoceros ..	45
Anexo F: Estructura primaria .....	67
1. Estructura del Ala .....	67
1.1 Teoría de vigas .....	67
1.2 Teoría de sección cerrada. Cajón de torsión.....	71
2. Estabilizador horizontal .....	77
3. Estabilizador vertical .....	78
Anexo G: Aviónica e instrumentación.....	80
1. Instrumentación de vuelo .....	80
2. Instrumentación de los motores.....	82
3. Instrumentación para la navegación.....	85
4. Panel de control integrado .....	85
Anexo H: Propulsión. Documento de certificación de los motores.....	86
Anexo I: Legislación.....	98
CS 25.807 Emergency exits .....	98
CS 23.51 Take-off speeds .....	99
GROUND AND WATER HANDLING CHARACTERISTICS.....	99
CS 23.231 Longitudinal stability and control .....	99
CS 23.233 Directional stability and control.....	99
CS 23.237 Operation on water.....	99
CS 23.239 Spray characteristics .....	100
WATER LOADS.....	100
CS 23.521 Water load conditions.....	100
CS 23.523 Design weights and centre of gravity positions .....	100
CS 23.527 Hull and main float load factors.....	100
CS 23.529 Hull and main float landing conditions .....	101
CS 23.531 Hull and main float takeoff condition. ....	102
CS 23.537 Seawing loads.....	103
CS 23.751 Main float buoyancy. ....	103
CS 23.757 Auxiliary floats.....	103
Bibliografía .....	104



## Tabla de Ilustraciones

Ilustración 1: Perfil de vuelo correspondiente a un incendio situado en el máximo alcance del avión.....	9
Ilustración 2: Relación entre peso en despegue y peso en vacío de hidrocanoas, anfibios e hidroaviones de flotadores. ....	12
Ilustración 3: Código para la estimación de pesos realizado en Matlab. ....	13
Ilustración 4: Esquema de fuerzas durante un ascenso. ....	18
Ilustración 5: Gráfico del punto de diseño.....	19
Ilustración 6: Detalle de la gráfica del punto de diseño. ....	20
Ilustración 7: Leyenda de colores de los distintos perfiles. ....	21
Ilustración 8: Polares de los distintos perfiles con $RE=13,7 \cdot 10^6$ . ....	22
Ilustración 9: Gráficas representativas de las relaciones más importantes a $RE=13,7 \cdot 10^6$ . ....	22
Ilustración 10: Polares de los distintos perfiles con $RE=14,5 \cdot 10^6$ . ....	23
Ilustración 11: Gráficas representativas de las relaciones más importantes a $RE=14,5 \cdot 10^6$ . ....	24
Ilustración 12: Gráficas de los resultados de los análisis de las varias opciones de forma en planta del ala.....	25
Ilustración 13: Forma en planta del ala 7.....	26
Ilustración 14: Forma en planta del ala 8.....	26
Ilustración 15: Forma en planta del ala 9.....	26
Ilustración 16: Forma en planta del ala 11. ....	26
Ilustración 17: Ampliación de los resultados de los análisis. ....	28
Ilustración 18: Leyenda de las gráficas. ....	29
Ilustración 19: Forma en planta del ala del avión del diseño con las dimensiones básicas. ....	29
Ilustración 20: Variación del centro de gravedad en el eje X durante la carga MZFW.....	35
Ilustración 21: Variación del centro de gravedad en el eje X durante la carga MFW.....	38
Ilustración 22: Cuerpo sumergido de dos dimensiones.....	40
Ilustración 23: Gráfica de ley de Stevin.....	41
Ilustración 24: Representación de los ejes del casco de un barco. ....	42
Ilustración 25: Condición para la estabilidad inicial.....	43
Ilustración 26: Ejes de referencia.....	67
Ilustración 27: Esquema de los esfuerzos que actúan sobre el ala. ....	67
Ilustración 28: Diagrama de los esfuerzos cortantes a lo largo de la envergadura. ....	68
Ilustración 29: Momento flector a lo largo de la envergadura.....	69
Ilustración 30: Representación del desplazamiento vertical del ala debido a la rotación de las secciones.....	70
Ilustración 31: Simplificación del cajón de torsión. ....	71
Ilustración 32: Definición del centro de cortadura.....	72
Ilustración 33: Flujo cortante de la sección cerrada. ....	72
Ilustración 34: Flujo cortante de la sección abierta.....	73

Ilustración 35: Esquema final de los flujos cortantes. ....	73
Ilustración 36: Esquema de los momentos provocados por los flujos de cortante en el punto P.....	74
Ilustración 37: Esquema de los momentos provocados por el cortante aplicado en el centro de cortadura, respecto el punto P.....	74
Ilustración 38: Esquema para determinar la torsión. ....	75
Ilustración 39: Gráfica del diferencial de torsión a lo largo de la semiala.....	76
Ilustración 40: Gráfica de la distribución de la torsión. ....	76
Ilustración 41: Gráfico del desplazamiento vertical de cada sección del estabilizador horizontal. ....	77
Ilustración 42: Gráfico del desplazamiento vertical a lo largo del estabilizador vertical. ....	79
Ilustración 43: Altímetro con tres agujas operando por debajo de los 10.000 ft.....	80
Ilustración 44: Indicador de velocidad del aire analógico. ....	80
Ilustración 45: Indicador de la dirección magnética. ....	81
Ilustración 46: Horizonte artificial en vuelo nivelado a la izquierda, y durante un giro en ascenso en la imagen de la derecha. ....	81
Ilustración 47: Indicador de giro coordinado.....	81
Ilustración 48: Indicador de velocidad vertical. ....	82
Ilustración 49: Indicador analógico de la presión del aceite. ....	82
Ilustración 50: Indicadores de temperatura con el mecanismo de par térmico. ....	83
Ilustración 51: Indicadores del ratio de presión del motor, analógico (A) y digital (B). ...	83
Ilustración 52: Dispositivos digitales de cantidad de combustible. ....	83
Ilustración 53: Indicador analógica para la presión de combustible. ....	84
Ilustración 54: Indicador digital del flujo de combustible. ....	84
Ilustración 55: Tacómetro para un motor de turbina.....	84
Ilustración 56: Brújula magnética. ....	85
Ilustración 57: Reloj. ....	85

## Tablas de datos

Tabla 1: Valores de las fracciones de combustible en las distintas fases del vuelo. ....	9
Tabla 2: Constantes de la regresión lineal. ....	11
Tabla 3: Tabla de valores para el despegue con diferentes coeficientes de sustentación. .....	15
Tabla 4: Tabla de valores para el aterrizaje con diferentes coeficientes de sustentación. .....	16
Tabla 5: Tabla de valores para el vuelo en crucero. ....	17
Tabla 6: Valores del punto de diseño elegido.....	20
Tabla 7: Valores de interés de los perfiles con $RE=13,7 \cdot 10^6$ .....	23
Tabla 8: Valores de interés de los perfiles con $RE=14,5 \cdot 10^6$ .....	24
Tabla 9: Comparación de los parámetros de las opciones de forma en planta del ala. ....	27
Tabla 10: Peso de los diferentes componentes de varios aviones, obtenidos de Roskam. .....	30
Tabla 11: Cálculo del peso de los componentes a partir de aviones similares.....	31
Tabla 12: Pesos de las partes del avión con la estimación del centro de gravedad respecto el morro del avión. ....	32
Tabla 13: Pesos para el criterio de carga MZFW.....	33
Tabla 14: Centro de gravedad en la combinación a) de MZFW.....	33
Tabla 15: Centro de gravedad en la combinación b) de MZFW.....	34
Tabla 16: Centro de gravedad en la combinación c) de MZFW. ....	34
Tabla 17: Centro de gravedad en la combinación d) de MZFW.....	34
Tabla 18: Centro de gravedad en la combinación e) de MZFW.....	34
Tabla 19: Centro de gravedad en la combinación f) de MZFW.....	35
Tabla 20: Pesos para el criterio de carga MFW.....	36
Tabla 21: Centro de gravedad en la combinación a) de MFW.....	36
Tabla 22: Centro de gravedad en la combinación b) de MFW.....	36
Tabla 23: Centro de gravedad en la combinación c) de MFW. ....	37
Tabla 24: Centro de gravedad en la combinación d) de MFW.....	37
Tabla 25: Centro de gravedad en la combinación e) de MFW.....	37
Tabla 26: Centro de gravedad en la combinación f) de MFW. ....	37
Tabla 27: Características de la estructura del estabilizador horizontal. ....	77
Tabla 28: Características de la estructura del estabilizador vertical. ....	78

## **Anexo A. Dimensionado inicial**

### **1. Algoritmo para TOW**

El desarrollo del algoritmo consiste en primer lugar a la definición de los parámetros que van a dimensionar la aeronave. Entre estos parámetros se encuentran el alcance máximo de la aeronave, el perfil de vuelo que va a realizar, el número de tripulantes y el peso de cada uno de estos, y la cantidad de agua y retardantes químicos que deberá ser capaz de transportar el avión. Observando el código de las siguientes páginas, se puede observar que estos parámetros están definidos en el cabezal del programa.

El algoritmo de resolución consiste en un proceso iterativo que empieza con determinar la carga de pago que deberá transportar el avión, y a partir de aviones similares estimar un valor inicial de peso máximo en el despegue con el que empezar los cálculos. Con el alcance y las fases de vuelo se obtiene el consumo de combustible que realizará la aeronave. Entonces, a partir de las definiciones de peso, se obtienen valores del peso vacío y del peso vacío operacional correspondientes al peso máximo estimado. Estos últimos se comparan con el valor del peso en vacío teórico obtenido de la fórmula teórica, que proviene de una relación experimental con datos de diversos aviones reales de la familia de los hidroaviones; y determinará si es necesaria una modificación del peso máximo en el despegue para realizar una nueva iteración.

Las unidades utilizadas en el código corresponden a las del sistema numérico imperial dado que la bibliografía utilizada usa esta familia de unidades. Del mismo modo, los resultados obtenidos se muestran en el sistema internacional.

#### **1.1. Carga de pago**

La carga de pago viene dada por la cantidad de agua y retardantes químicos que se deben transportar. Según los requisitos iniciales, el avión deberá tener capacidad para 5.000 L de agua y 1.000 L de retardantes químicos, corresponden en total unos 6.000 kg, y equivalen a 13.227 lbs.

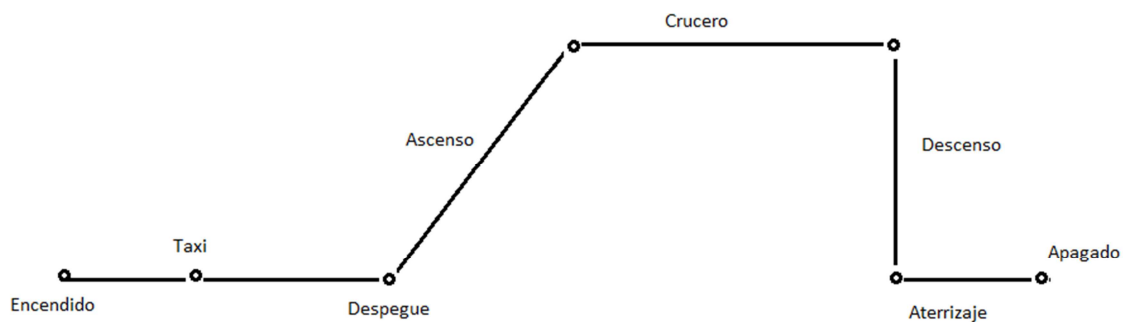
Aun así, para el cálculo del máximo peso en despegue para máximo alcance no se ha incluido toda la carga de pago, ya que no es necesario transportar 5.000 L de agua a 1.300 km si cerca del incendio va a haber una lámina de agua dónde recargar los depósitos. Para desarrollar el cálculo se ha incluido el total de retardantes, por si no se dispone de recarga de químicos, junto con un 75 % de la capacidad de los depósitos de agua.

Se ha tomado esta decisión porque al suponer una carga única de retardantes, el dimensionado del avión resultaba muy pequeño, tanto que llenando con toda la capacidad de agua, no era posible añadir el combustible sin superar el peso máximo en

despegue. Por otro lado, incluyendo toda la carga de pago para el máximo alcance se sobredimensionaba en exceso la aeronave. De este modo, se ha ido en busca de una solución de compromiso, entre el máximo alcance y la máxima autonomía con toda la carga de pago.

## 1.2. Cálculo de combustible

El combustible que dispone el avión, está dividido en el combustible para la misión o el trayecto que debe realizar, y las reservas de combustible que se utilizarán en caso de emergencia o de alguna incidencia en el aeropuerto de destino.



**Ilustración 1:** Perfil de vuelo correspondiente a un incendio situado en el máximo alcance del avión.

Para el cálculo del combustible necesario para la misión, el denominado *Trip Fuel*, el primer paso es determinar el perfil de vuelo del avión, para determinar el combustible consumido en cada una de las fases. Este consumo se calculará con la ecuación de Breguet en la fase de crucero, y los demás valores vienen dados por tablas de las referencias consultadas. En la Tabla 1 se pueden observar los valores utilizados en cada una de las fases, y el perfil de vuelo elegido se muestra en la Ilustración 1.

**Tabla 1:** Valores de las fracciones de combustible en las distintas fases del vuelo. (1)

Encendido	Taxi	Despegue	Ascenso	Crucero	Descenso	Aterrizaje
$\frac{W_1}{TOW}$	$\frac{W_2}{W_1}$	$\frac{W_3}{W_2}$	$\frac{W_4}{W_3}$	$\frac{W_5}{W_4}$	$\frac{W_6}{W_5}$	$\frac{W_7}{W_6}$
0,992	0,990	0,996	0,985	0,8665	0,990	0,990

Como se puede observar en la tabla, se trabaja con las fracciones de combustible entre el final y el inicio de cada una de las fases.

### 1.2.1. Fase de crucero

El radio de acción de este avión se ha impuesto que sea del valor de 1300 km. La expresión utilizada para el cálculo es la ecuación de Breguet en unidades americanas, y por ello se han hecho las equivalencias correspondientes.

$$R_{cr} = 375 \cdot \left( \frac{\eta_p}{c_p} \right)_{cr} \left( \frac{L}{D} \right)_{cr} \ln \left( \frac{W_4}{W_5} \right) \quad (1)$$

Añadiendo los valores numéricos siguientes y aislando la relación entre los pesos se obtiene el valor de 0,8665 de la tabla anterior. El resto de parámetros son aproximados y obtenidos de la referencia consultada (1).

$$R_{cr} = 1300 \text{ km} = 802,82 \text{ millas}$$

$$\eta_p = 0,82$$

$$c_p = 0,5 - 0,7 \approx 0,6$$

$$\left( \frac{L}{D} \right)_{cr} = 10 - 12 \approx 11$$

Una vez se han obtenido los valores de todas las fracciones, para calcular el combustible total utilizado se hace un producto de todas ellas, obteniendo la *misión fuel fraction*.

$$M_{ff} = \frac{W_1}{TOW} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_7}{W_6} = 0,8182$$

$$TF = (1 - M_{ff}) \cdot TOW = 0,1818 \cdot TOW \quad (2)$$

Así pues, el combustible total vendrá dado por la suma del combustible de la misión y el de reserva, tal como se ha mencionado anteriormente. Como combustible de reserva se ha supuesto para un vuelo de 30 minutos a velocidad de crucero, para dar opción a la aeronave a llegar a un aeropuerto alternativo. Esta media hora, podría ser mayor en caso de disminuir la velocidad de vuelo ya que es el consumo del motor resulta menor. Teniendo en cuenta el consumo aproximado de una hora de un motor de un avión similar, y con la densidad del combustible de 0.8 kg/m<sup>3</sup>, se ha supuesto un peso de combustible de reserva de 740 lbs, o el equivalente a 336 kg. Finalmente, la expresión (3) muestra el cálculo del peso total de combustible.

$$FW = TF + RF = 0,1818 \cdot TOW + 740 \quad (3)$$

### 1.3. Pesos en vacío

El peso en vacío operativo (*Operative Empty Weight*) estimado se calcula a partir de la definición del peso en despegue. Con este peso operativo, restándole el peso de la tripulación y el del combustible atrapado se obtiene el peso en vacío.

$$TOW^* = OEW^* + PL + FW$$

$$OEW^* = TOW^* - PL - FW \quad (4)$$

$$EW^* = OEW^* - W_{tfo} - W_{crew} = OEW^* - 217,5 - 2 \cdot 200 \quad (5)$$

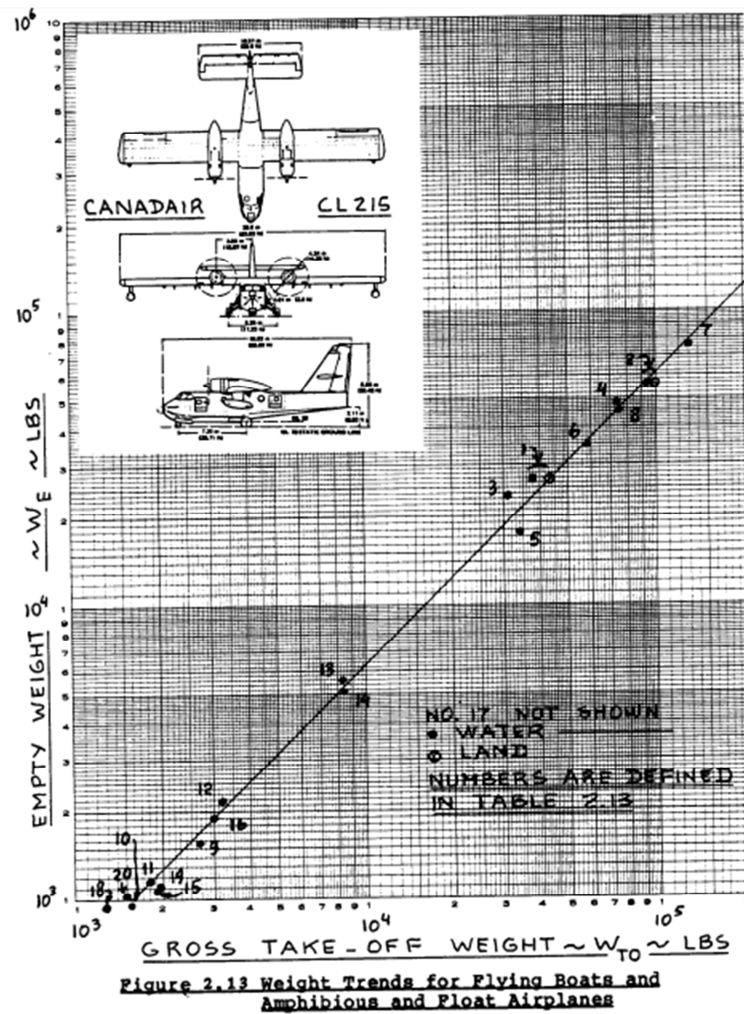
Además, con tal de realizar el criterio de convergencia, se ha calculado el peso en vacío que le correspondería al avión a partir de los datos de otras aeronaves de la familia, y que se han realizado mediante la expresión (6) que se ha obtenido empíricamente.

$$EW = 10^{\frac{\log_{10}(TOW) - A}{B}} \quad (6)$$

Para la familia de aviones anfibios se obtienen los valores de  $A=0,1703$  y  $B=1,0083$ , tal como se puede observar en la Tabla 2.

**Tabla 2:** Constantes de la regresión lineal.(1)

<b>Airplane Type</b>	<b>A</b>	<b>B</b>
<b>11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes</b>	<b>0.1703</b>	<b>1.0083</b>



**Ilustración 2:** Relación entre peso en despegue y peso en vacío de hidrocanoas, anfibios e hidroaviones de flotadores.(1)

## 1.4. Estimación de pesos

Tras la realización de los cálculos previos comentado hasta ahora, se ha implementado el código en Matlab que se muestra en la Ilustración 3, y los resultados obtenidos se muestran a continuación.

$$MTOW = 20138 \text{ kg}$$

$$OEW = 11125 \text{ kg}$$

$$MPL = 6000 \text{ kg}$$

$$FW (\text{maximo alcance}) = 3937 \text{ kg}$$



```

1 -   clc
2 -   clear all
3
4 -   %Estimación de pesos
5 -   %
6 -   %Definición de variables
7 -   Agua=11023; %lbs máxima capacidad
8 -   RetQ=2204;  %lbs máxima capacidad
9 -   n_crew=2;   %número de tripulantes
10 -  w_crew=200; %lbs peso de la tripulación
11 -  Range=807.82; %millas ==1300km
12 -  N=1; %controlador del bucle
13
14 -  %bucle
15 -  TOWp_1=43674;
16 -  dif=100000;
17 -  while abs(dif)>1000 %2.5% de 43000 lbs
18 -      PL=RetQ+0.75*Agua; %Carga de pago
19 -      W5_W4=1/(exp((Range*0.6)/(375*0.82*11)));
20 -      Mff=0.944306*W5_W4;
21 -      FW=(1-Mff)*TOWp_1+740; %740 lbs de combustible de reserva
22 -      OEWp=TOWp_1-FW-PL; %Peso vacío operacional estimado
23 -      EWp=OEWp-215-n_crew*w_crew; %Peso vacío estimado
24 -      EW=10^((log10(40000)-0.1703)/1.0083); %Peso vacío calculado
25 -      TOWp_1=EW+n_crew*w_crew+FW+PL; %Nuevo valor de TOW
26 -      dif=EWp-EW; %criterio de convergencia
27 -      N=N+1;
28 -  end
29
30 -  TOWp_1
31 -  OEWp
32 -  FW

```

**Ilustración 3:** Código para la estimación de pesos realizado en Matlab.

## 2. Punto de diseño.

La superficie alar depende de varios parámetros que la dimensionan, para poder cumplir con todos los requisitos impuestos se dimensionará el avión teniendo en cuenta la distancia de despegue, la distancia de aterrizaje, las condiciones en régimen de crucero y la subida en segundo segmento con fallo de motor crítico. Para poder encontrar posteriormente un valor que cumpla con todos los requerimientos, se expresarán todas las restricciones en función de las relaciones  $(W/S)_{TO}$  y  $(P/W)_{TO}$ . Al tratarse de un avión turbohélice, se trabaja con la potencia en lugar del empuje.

### 2.1. Distancia de despegue

En las referencias bibliográficas consultadas (2), se ha encontrado que se puede suponer un  $C_{LmaxTO}$  para este tipo de aeronave de entre 1,6 y 2,2. Además, se ha impuesto una distancia de despegue de 2700 ft, a 8000 ft de altitud. Lo que equivale a despegar en 800 m a 2440 m de altitud. Se ha impuesto una altitud porque al disminuir la densidad del aire con la altura, la potencia necesaria será mayor y es un modo de trabajar con un límite. Se podría suponer una atmósfera más calurosa para crear unas condiciones más desfavorables, pero en este proyecto no se tendrá en cuenta.

La expresión que relaciona la distancia de despegue con las relaciones de potencia y carga alar, se deducen a partir de un balance de energía entre el trabajo de realiza el rozamiento del pavimento de la pista, y la energía cinética que deberá tener el avión para despegar. Partiendo de la expresión ( 7),

$$\eta \cdot P \cdot s_{toFL} \geq \frac{1}{2} \cdot \frac{W_{to}}{g} V_2^3 \quad (7)$$

EL término de rendimiento se añade para tener en cuenta coeficientes de rozamiento que no se han incluido en la fórmula, además se define  $V_2$  como 1,2 veces la velocidad de pérdida en despegue.

$$V_2 = 1,2 V_{stall} = \sqrt{\frac{1,44 \cdot W_{to}}{\frac{1}{2} \cdot \rho S_w \cdot C_{Lmax_{to}}}} \quad (8)$$

$$\frac{P_{to}}{W_{to}} \geq \frac{1}{2\eta} \left( \frac{1,44 \cdot W_{to}}{\frac{1}{2} \cdot \rho S_w \cdot C_{Lmax_{to}}} \right)^{\frac{3}{2}} \cdot \frac{1}{s_{toFL} \cdot g}$$

Incluyendo los valores de los parámetros correspondientes, y suponiendo el valor del rendimiento de un 0,85 para incrementar la seguridad, se obtiene la expresión ( 9), que representa la relación entre ambos cocientes que permitirán la representación gráfica.

$$\frac{P_{to}}{W_{to}} \geq \frac{3,8777 \cdot 10^{-4}}{(C_{Lmax_{to}})^{\frac{3}{2}}} \cdot \left( \frac{W_{to}}{S_w} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (9)$$

**Tabla 3:** Tabla de valores para el despegue con diferentes coeficientes de sustentación.

Cl <sub>max</sub> TO	1,6	1,8	2	2,2
W/S TO				
200	0,54	0,45	0,39	0,34
1200	7,96	6,67	5,70	4,94
2200	19,77	16,57	14,15	12,26
3200	34,68	29,07	24,82	21,51
4500	57,84	48,47	41,39	35,87
5000	67,74	56,77	48,47	42,01

## 2.2. Distancia de aterrizaje

Para el aterrizaje se ha impuesto una distancia de 2400 ft a nivel de mar, que es equivalente a aterrizar en una pista de 730 m. Se ha procedido de manera homóloga al desarrollo de la distancia de despegue, suponiendo también un balance de energías con un rendimiento para añadir los factores que no se han tenido en cuenta.

$$\eta W_L s_{IFL} \geq \frac{1}{2} \cdot \frac{W_L}{g} V_3^2 \quad (10)$$

En este caso, se define  $V_3$  como una nueva velocidad de seguridad que equivale a 1,3 veces la velocidad de entrada en pérdida durante el aterrizaje.

$$V_3 = 1,3 \cdot V_{stall} = \sqrt{\frac{1,69 \cdot W_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho S_w \cdot C_{LmaxL}}}$$

$$\frac{W_{to}}{S_w} \leq \frac{\eta g}{1,69} \rho \cdot \frac{W_{to}}{W_L} \cdot C_{LmaxL} \cdot s_{IFL} \quad (11)$$

Substituyendo por los valores numéricos correspondientes y suponiendo una relación entre peso de despegue y de aterrizaje de 0,8182, obtenida del cálculo de pesos en el anexo para el cálculo del MTOW, se obtiene la expresión (12) que se utilizará para la representación gráfica.

$$\frac{W_{to}}{S_w} \leq 3397,7 \cdot C_{LmaxL} \quad (12)$$

Según la bibliografía consultada, los valores típicos del coeficiente de sustentación para el aterrizaje y para esta familia de aeronaves se pueden suponer entre 1,8 y 3,4, por lo que se han utilizado algunos valores de entre este rango para realizar los cálculos.

**Tabla 4:** Tabla de valores para el aterrizaje con diferentes coeficientes de sustentación.

Cl <sub>max L</sub>	W/S to
1,8	6115,86
2,2	7474,94
2,6	8834,02
3	10193,1
3,4	11552,18

### 2.3. Vuelo horizontal en crucero

En el régimen de crucero, el avión está en equilibrio, haciendo que el sumatorio de fuerzas resultantes sea cero. Esto permite hacer unas equivalencias entre las distintas fuerzas que intervienen.

$$\begin{cases} T_{cr} > D_{cr} \\ L_{cr} = W_{cr} \end{cases}$$

Como se ha mencionado anteriormente, por ser un avión turbohélice, se deberá trabajar con la potencia. Se procede haciendo la transformación y dividiendo las expresiones anteriores, dando lugar a ( 13).

$$\frac{P_{cr}}{W_{cr}} = \frac{T_{cr} \cdot V_{cr}}{W_{cr}} = \frac{D \cdot V_{cr}}{L} = \frac{C_D \cdot V_{cr}}{C_L} = \frac{C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A e}}{C_L} \cdot V_{cr} \quad (13)$$

De la segunda igualdad en régimen de crucero, se obtiene la expresión para el coeficiente de sustentación que se substituirá en ( 13).

$$C_{Lcr} = \frac{L_{cr}}{\frac{1}{2} \cdot \rho V^2 \cdot S_w} = \frac{W_{cr}}{\frac{1}{2} \cdot \rho V^2 \cdot S_w}$$

$$\frac{P_{cr}}{W_{cr}} \geq \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho S_w \cdot V^3}{W_{cr}} \left( C_{D0} + \frac{\left( \frac{W_{cr}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_w} \right)^2}{\pi A \cdot e} \right)$$

Que da lugar a la expresión general ( 14) cuando se añaden las relaciones correspondientes.

$$\frac{P_{to}}{W_{to}} \geq \frac{P_{to}}{P_{cr}} \cdot \frac{W_{cr}}{W_{to}} \cdot \frac{\frac{1}{2} \rho V^3}{\frac{W_{to}}{S_w} \cdot \frac{W_{cr}}{W_{to}}} \left( C_{D0} + \frac{\left( \frac{W_{to}}{S_w} \cdot \frac{W_{cr}}{W_{to}} \right)^2}{\left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right)^2 \pi A e} \right) \quad (14)$$

Los valores numéricos corresponden a un vuelo en régimen de crucero a una altitud de 10000 ft, o unos 3050 m de altitud, y la densidad según la atmósfera standard internacional es igual a 0,90445 kg/m<sup>3</sup>. Además, a partir de unos valores aproximados obtenidos de (3), se han estimado C<sub>D0</sub>=0,025, e=0,75, y se ha supuesto un valor de A=5.

La velocidad de crucero se ha utilizado la máxima de la aeronave porque es la que requiere mayor potencia, que son 350km/h, 97,22 m/s, y las relaciones de pesos y potencias siguientes.

$$\frac{W_{cr}}{W_{to}} = 0,9635 \quad \frac{P_{to}}{P_{cr}} = 1,15$$

Con todo ello, se obtiene la expresión ( 15) que relaciona finamente los cocientes deseados para realizar el dimensionado.

$$\frac{P_{to}}{W_{to}} \geq \frac{4477880,44}{\frac{W_{to}}{S_w}} \cdot \left( 0,025 + 4,3131 \cdot 10^{-9} \cdot \left( \frac{W_{to}}{S_w} \right)^2 \right) \quad (15)$$

**Tabla 5:** Tabla de valores para el vuelo en crucero.

W/S to	P/W to
200	60,15
1200	12,43
2200	9,96
3200	10,33
4000	11,23
6000	14,36
8000	17,98
10000	21,81

## 2.4. Subida en segundo segmento

En esta condición se tiene en cuenta la potencia que deberá abastecer el grupo propulsor para poder realizar un ascenso seguro en caso de fallo de uno de los motores. Para ello se parte del equilibrio de fuerzas en la situación que se muestra en la Ilustración 4 y se realizan las modificaciones pertinentes.

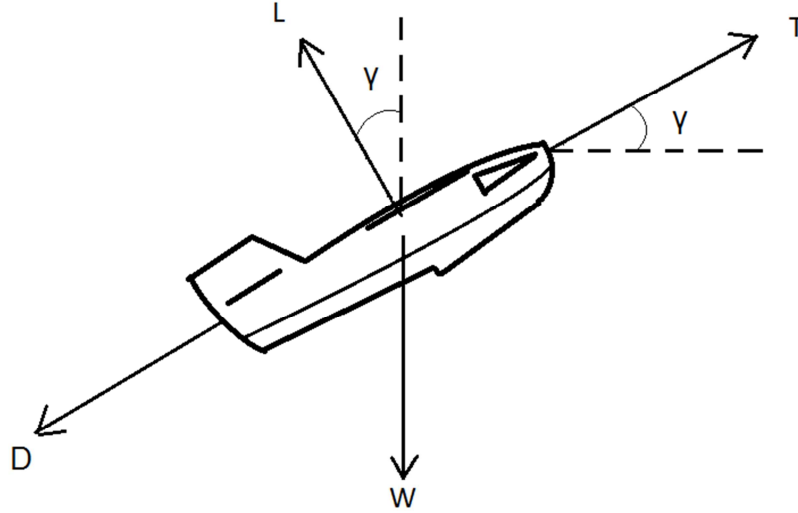


Ilustración 4: Esquema de fuerzas durante un ascenso.

$$\left[ \begin{array}{l} T > D_2 + W_2 \sin(\gamma_2) \\ L = W_2 \cos(\gamma_2) \end{array} \right. \quad P = T \cdot V_{asc} \geq (D_2 + W_2 \sin(\gamma_2)) \cdot V_{asc}$$

$$\frac{P_2}{W_2} \geq \frac{D_2 V_{asc}}{L_2} + \frac{W_2 \gamma_2 V_{asc}}{L_2} = \left( \left( \frac{C_D}{C_L} \right)_2 + \gamma_2 \right) \cdot V_{asc} \quad (16)$$

$$\frac{P_{to}}{W_{to}} \geq \frac{N_e}{N_{e-1}} \cdot \frac{P_{to,1e}}{P_{2,1e}} \cdot \frac{W_2}{W_{to}} \left( \left( \frac{C_D}{C_L} \right)_2 + \gamma_2 \right) \cdot V_{asc} \quad (17)$$

En cuanto a los valores numéricos introducidos, corresponden a 57,35 m/s contando un régimen de ascenso de unos 4,5 m/s parecido al del Air Tractor, con un ángulo de 4,5° establecido por normativa. Se ha supuesto una eficiencia de 20, ya que en crucero se obtienen unos valores de 34. Con las relaciones de pesos y potencias mostradas a continuación.

$$\frac{P_{to,1e}}{P_{2,1e}} = 1 \quad \frac{W_2}{W_{to}} = 0,97815$$

Obteniendo de este modo la expresión numérica ( 18), para la representación de esta condición de ascenso.

$$\frac{P_{to}}{W_{to}} = 14,41 \quad (18)$$

## 2.5. Punto de diseño

Con el objetivo de encontrar unos valores viables de carga alar y ratio potencia-peso se han representado las expresiones encontradas anteriormente en una gráfica. Esta gráfica se muestra en la Ilustración 5, donde se resumen los requisitos impuestos sobre despegue, aterrizaje, crucero y ascenso que se desean del avión a diseñar. El llamado punto de diseño, se encontrará en una zona de diseño permitida y que decidirá el valor exacto eligiendo la mayor relación de carga alar, con la menor potencia necesaria.

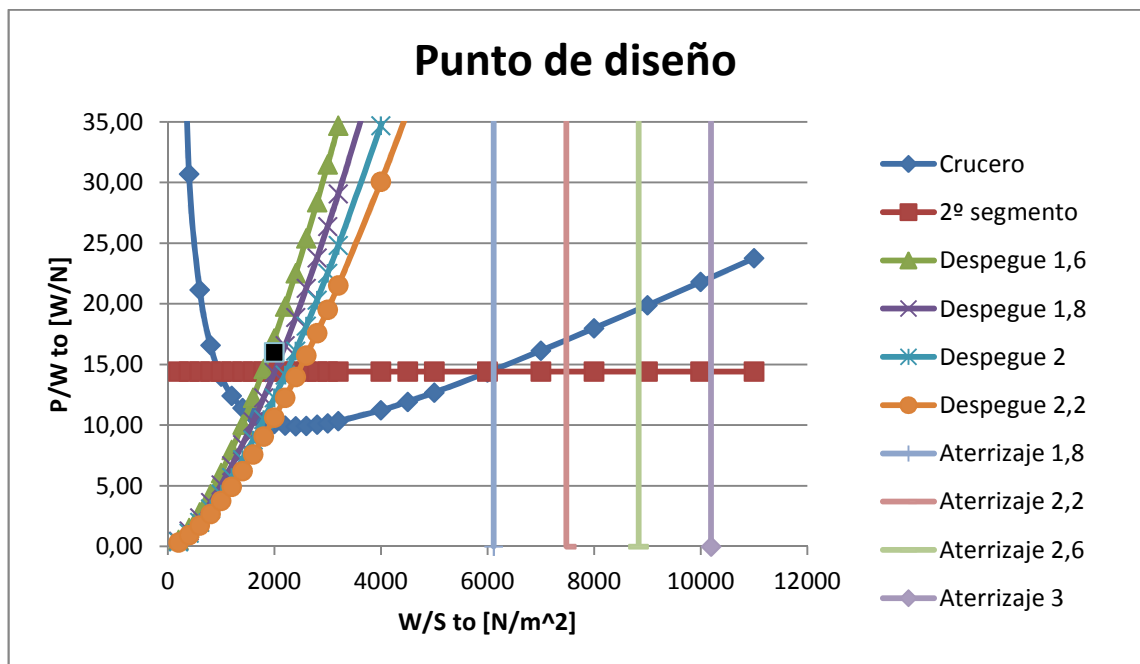


Ilustración 5: Gráfico del punto de diseño.

Los diferentes valores para las actuaciones de despegue y aterrizaje corresponden a los valores del coeficiente de sustentación máximos necesarios. Es por ello, que esta gráfica también ayudará a la decisión de los tipos de dispositivos hipersustentadores que se tendrán que incorporar.

**Tabla 6:** Valores del punto de diseño elegido.

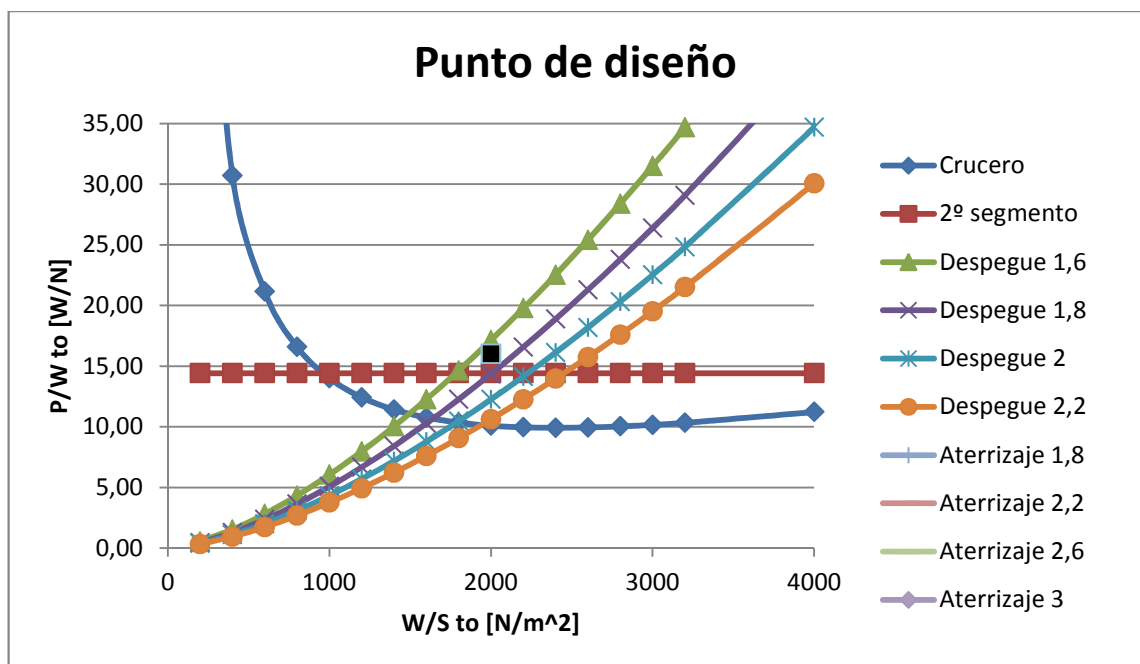
Punto de diseño	
W/S [Pa]	P/W [W/N]
2000	16

Una vez obtenido el punto de diseño, con el valor del peso máximo en despegue obtenido en el apartado anterior se obtienen los valores siguientes:

$$S_w = \frac{20138 \cdot 9,81}{2000} = 98,77 \text{ m}^2$$

$$P = 16 \cdot 20138 \cdot 9,81 = 3160 \text{ KW}$$

Si se observa con más detalle la gráfica anterior, se puede ver como el punto de diseño elegido queda a la derecha de la línea que marca el despegue con un coeficiente de sustentación de 1,6. Es por ello, que en el momento de la elección de los dispositivos sustentadores, se deberá tener por objetivo conseguir ese valor del  $C_L$  con tal de poder satisfacer las performances deseadas.

**Ilustración 6:** Detalle de la gráfica del punto de diseño.



## Anexo B: Aerodinámica

### 1. Elección del perfil

Observando modelos parecidos al avión que se quiere diseñar, se han encontrado los distintos perfiles alares utilizados. Dado que el diseño de un nuevo perfil para la utilización está fuera del alcance de este proyecto, por la complejidad del problema y porque los perfiles NACA están suficientemente optimizados, la elección del perfil alar consistirá en comparar las características aerodinámicas de estos perfiles.

Para observar las características aerodinámicas de cada uno de los posibles perfiles, se ha usado el software XFLR5, que es una herramienta para el análisis de perfiles y alas que operan a bajos números de Reynolds. Para empezar el estudio se ha realizado el cálculo del número de Reynolds.

Se ha supuesto una altitud de vuelo de 10000 ft que equivalen a 3050 m, una velocidad de 90 m/s, una media entre 83 y 97,2 m/s y una cuerda de 3 m.

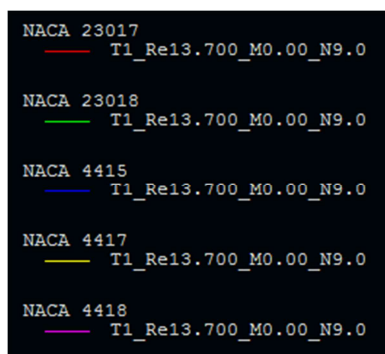
$$\rho = 1,225 \cdot 0.7386 = 0.9047 \text{ kg/m}^3$$

$$\mu = 1.685 \cdot 10^{-5}$$

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot c}{\mu} = \frac{0,9047 \cdot 90 \cdot 3}{1,685 \cdot 10^{-5}} = 14,4 \cdot 10^6$$

En la teoría, se determinan como bajos número de Reynolds hasta  $5 \cdot 10^5$ , y partir de éste se consideran altos. Aun así, en diversos estudios, se ha demostrado comparando con los resultados de un software de CFD que los resultados del programa XFLR5 no son muy distantes de los valores obtenidos con el Computational Fluid Dynamics. Así pues, en esta fase de diseño, se darán como buenos los resultados que se obtienen del XFLR5.

Para la elección del perfil alar, se han elegido 5 perfiles aerodinámicos distintos que son usados por aviones similares, y se han observado sus respuestas bajo simulaciones a dos números de Reynolds distintos. Se tiene como objetivo encontrar el perfil que ofrezca la



**Ilustración 7:** Leyenda de colores de los distintos perfiles.

mayor eficiencia aerodinámica con el menor valor del coeficiente de momentos, para poder asegurar la estabilidad del avión a esas velocidades.

La primera comparación se ha realizado con un número de Reynolds igual a  $13,7 \cdot 10^6$ , correspondiente de suponer una velocidad de 85 m/s, y a continuación se muestran las gráficas obtenidas para los 5 perfiles, junto con la Tabla 7 con los valores más importantes.

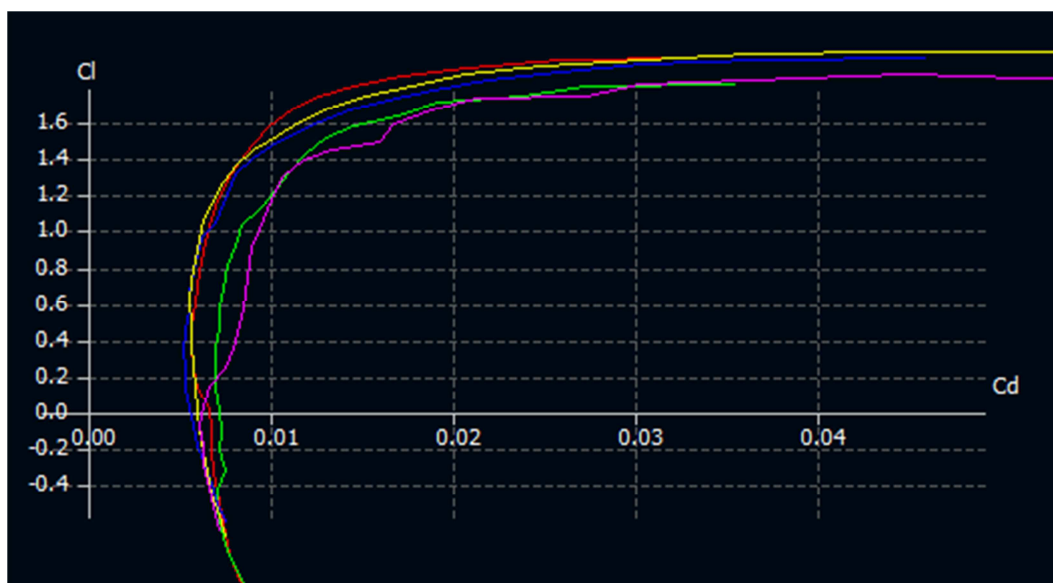


Ilustración 8: Polares de los distintos perfiles con  $RE=13,7 \cdot 10^6$ .

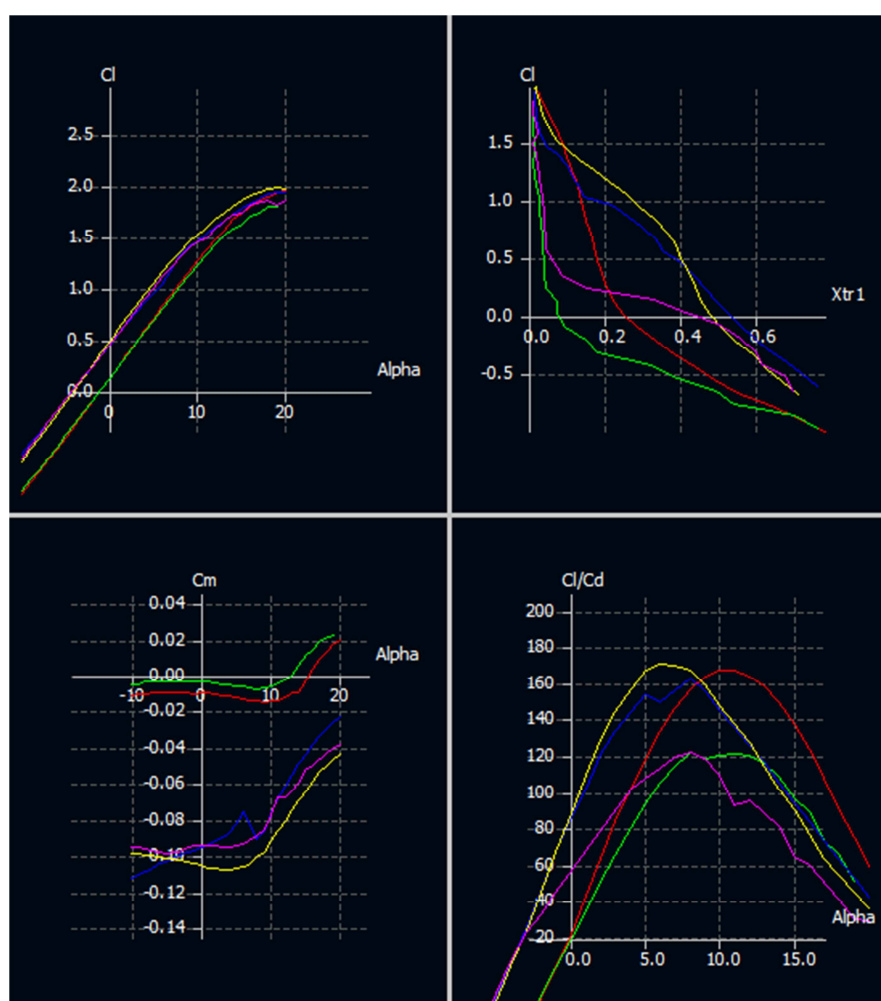


Ilustración 9: Gráficas representativas de las relaciones más importantes a  $RE=13,7 \cdot 10^6$ .

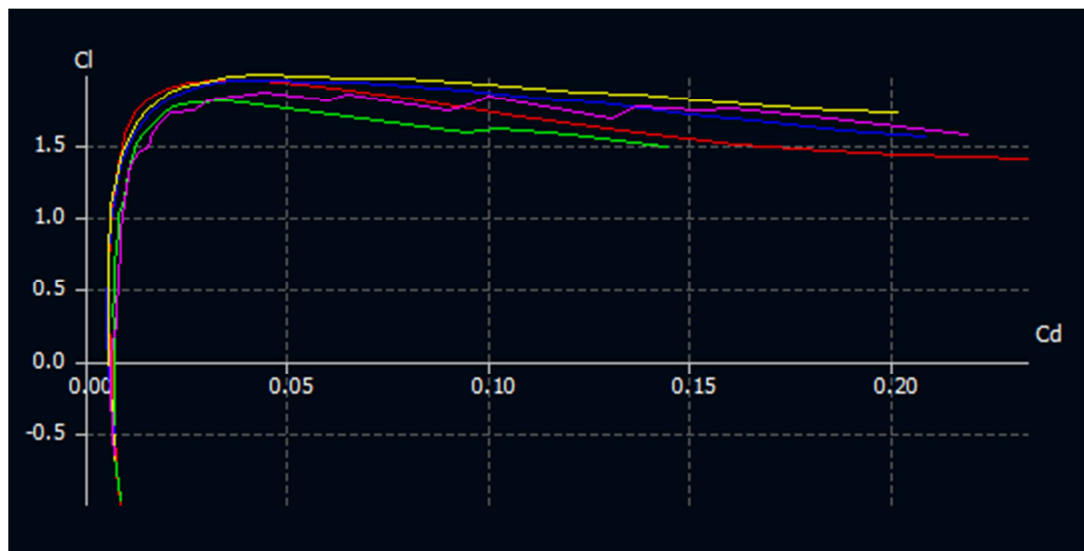
Se han observado básicamente las dos últimas gráficas para obtener los datos resumidos en la Tabla 7.

**Tabla 7:** Valores de interés de los perfiles con  $RE=13,7 \cdot 10^6$ .

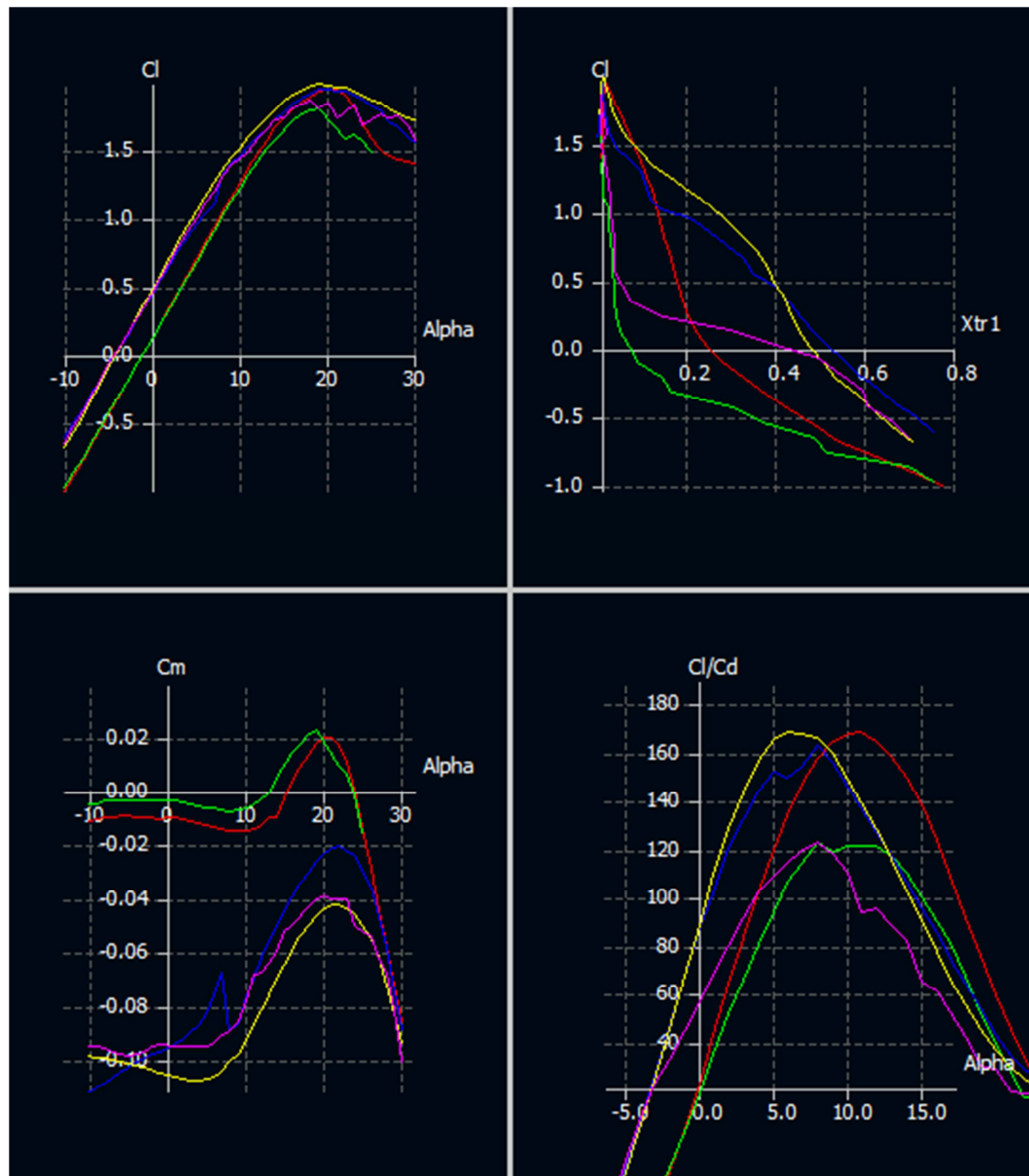
Perfil aerodinámico	Max. Eficiencia ( $C_l/C_d$ )	$\alpha$ óptimo [°]	$C_m(\alpha \text{ óptimo})$
NACA 23017	168	11	-0.0125
NACA 23018	120	10	-0.0050
NACA 4415	162	8	-0.0900
NACA 4417	171	6	-0.1010
NACA 4418	122	8	-0.0900

Se observa como el perfil que presenta mayor eficiencia es el NACA 4417, para un ángulo de ataque de  $6^\circ$ . Aun así, este perfil también presenta el mayor coeficiente de momento, y significaría poca estabilidad. Se busca pues, una solución de compromiso entre máxima eficiencia y mínimo valor del coeficiente de momentos. Se observa que el perfil con el siguiente mayor valor de eficiencia es el NACA 23017 y da un coeficiente de momentos de -0,0125, resultando ser de los menores.

La segunda comparación se ha realizado imponiendo un Reynolds de  $14,5 \cdot 10^6$ , que se obtiene suponiendo una velocidad de 90 m/s. Los resultados obtenidos se presentan en la Ilustración 10, Ilustración 11, y en la Tabla 8. Es necesario mencionar que la leyenda es la misma para ambas comparaciones, y los colores en las gráficas se corresponden al mismo perfil.



**Ilustración 10:** Polares de los distintos perfiles con  $RE=14,5 \cdot 10^6$ .



**Ilustración 11:** Gráficas representativas de las relaciones más importantes a  $RE=14,5 \cdot 10^6$ .

Procediendo del mismo modo que con el número de Reynolds anterior, se han observado las dos gráficas inferiores y se han resumido los resultados en la Tabla 8.

**Tabla 8:** Valores de interés de los perfiles con  $RE=14,5 \cdot 10^6$ .

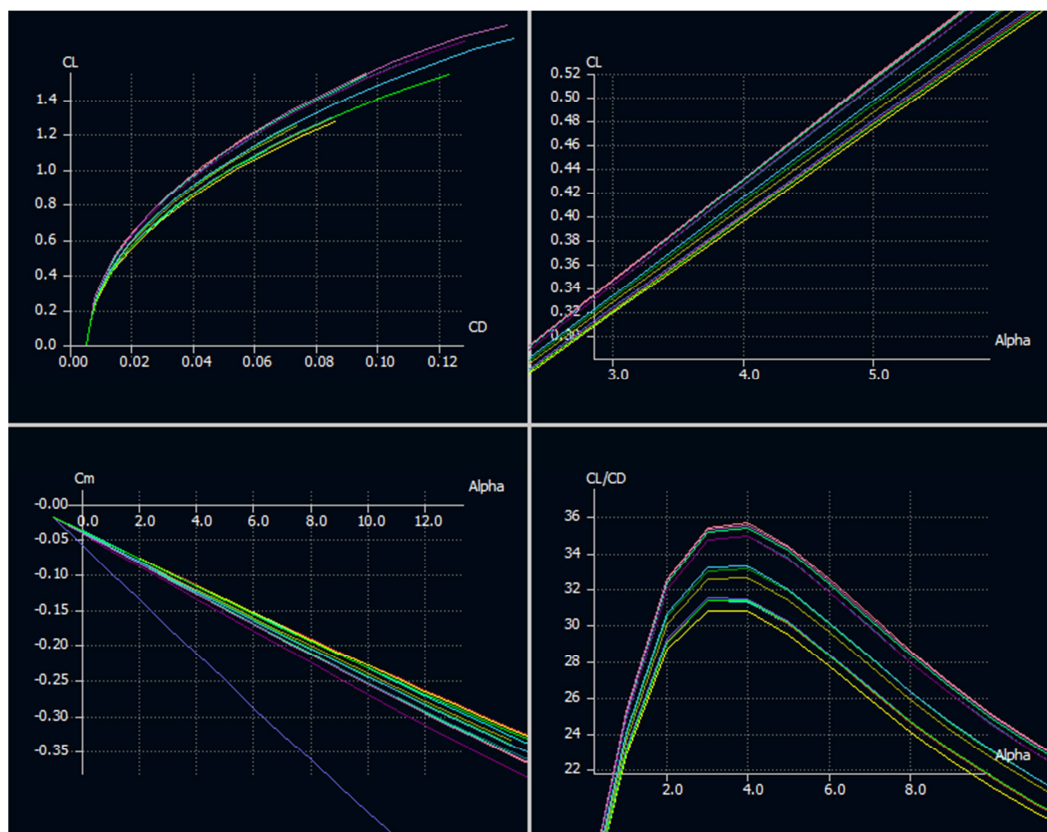
Perfil aerodinámico	Max. Eficiencia ( $C_l/C_d$ )	$\alpha$ óptimo [°]	$C_m(\alpha$ óptimo)
NACA 23017	168	11	-0.014
NACA 23018	123	8	-0.008
NACA 4415	163	8	-0.090
NACA 4417	169	6	-0.105
NACA 4418	123	8	-0.090

Modificando el número de Reynolds, los resultados se muestran en la tabla anterior. El perfil con mayor eficiencia es el NACA 4417, pero también es el que presenta el mayor valor del coeficiente de momentos. Si observamos el siguiente perfil con mayor eficiencia, se tendrá que observar al NACA 23017 con una eficiencia de 168, que además presenta de los valores más pequeños del coeficiente de momentos.

Así pues, tras las dos comparaciones, se puede observar como el perfil NACA 23017 presenta la mejor solución de compromiso entre una alta eficiencia y un bajo coeficiente de momentos, y por ello que será el perfil usado en el diseño del ala.

## 2. Forma en planta

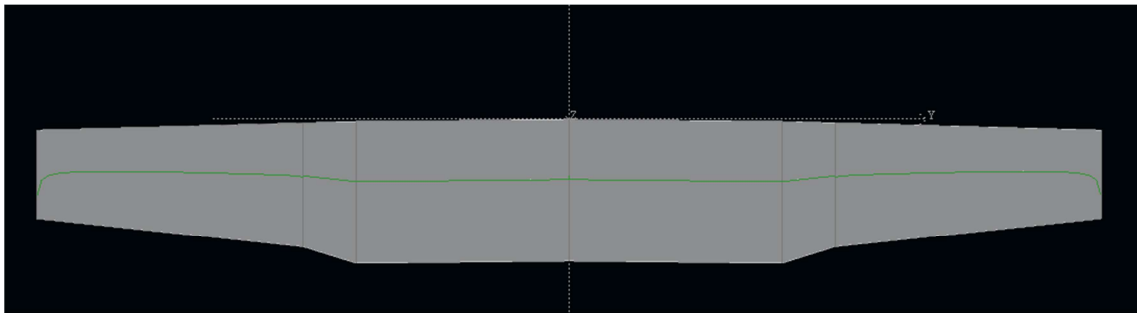
En este apartado del anexo de aerodinámica se pueden observar los distintos resultados obtenidos de las variaciones de la forma en planta. Se recogen las gráficas obtenidas que han sido utilizadas para tomar la decisión de la forma en planta del avión de este proyecto.



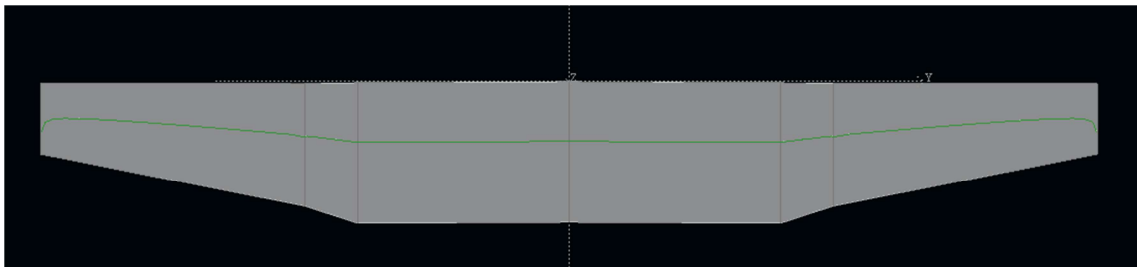
**Ilustración 12:** Gráficas de los resultados de los análisis de las varias opciones de forma en planta del ala.

Una vez encontradas alas que ofrecen unas características similares a las deseadas, se han comparado básicamente cuatro formas en planta distintas que se pueden observar en las ilustraciones Ilustración 13, Ilustración 14, Ilustración 15 y Ilustración 16, siendo

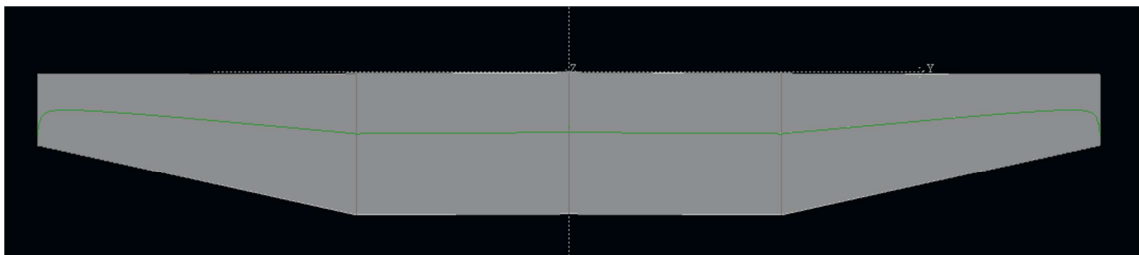
las que han dado mejores resultados en los análisis realizados, como se puede observar en la imagen anterior.



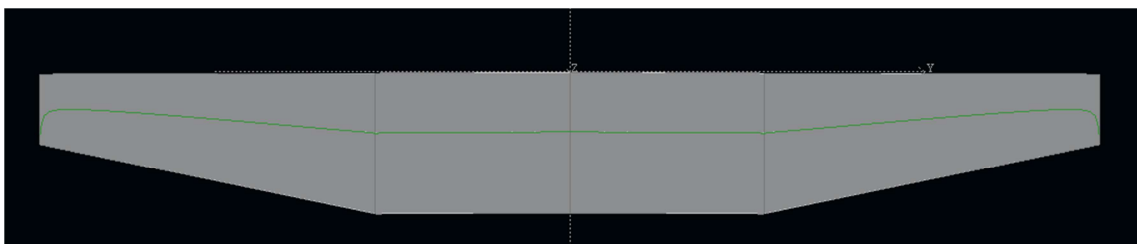
**Ilustración 13:** Forma en planta del ala 7.



**Ilustración 14:** Forma en planta del ala 8.



**Ilustración 15:** Forma en planta del ala 9.



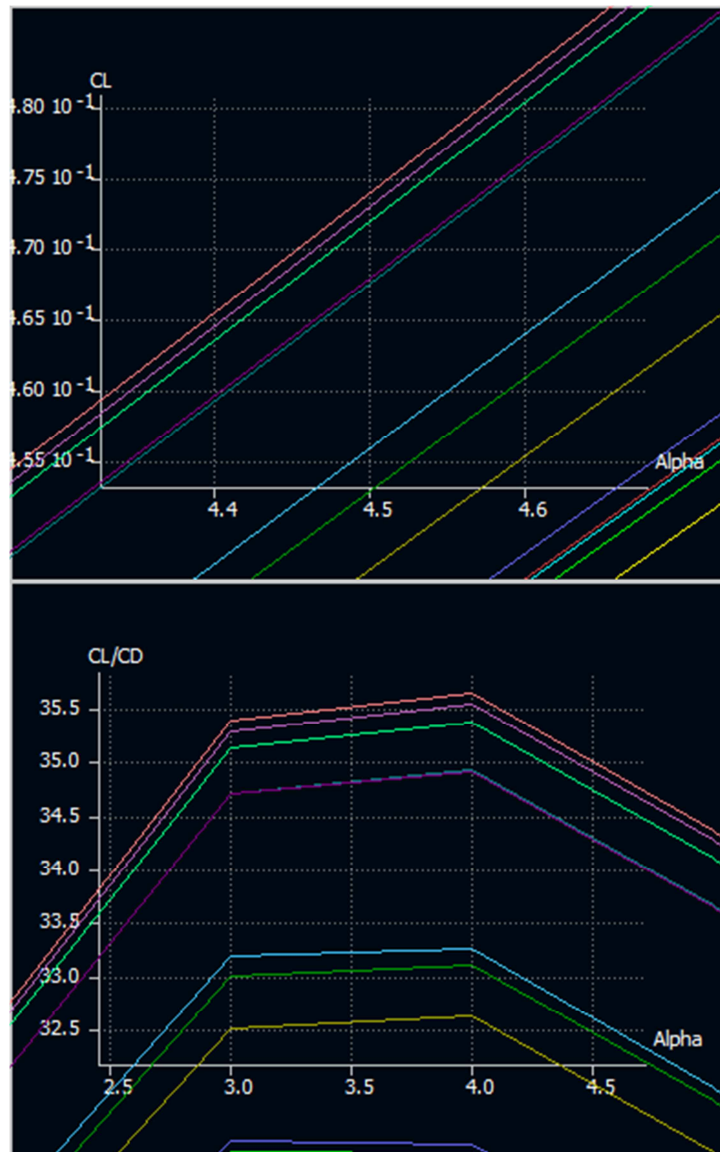
**Ilustración 16:** Forma en planta del ala 11.

Como se observa en las imágenes anteriores, no existe mucha diferencia entre unas y otras, básicamente se ha variado la distancia entre las secciones de cambio y la longitud de la cuerda en estas secciones. Las características principales se muestran en la Tabla 9.

**Tabla 9:** Comparación de los parámetros de las opciones de forma en planta del ala.

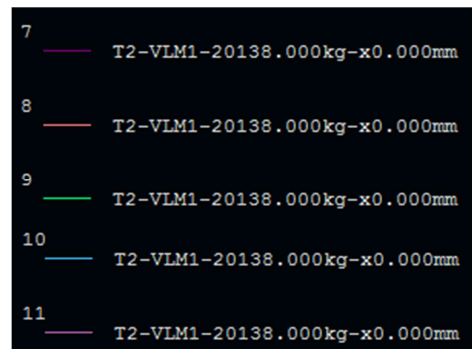
	Envergadura (m)	Superficie alar (m <sup>2</sup> )	Cuerda media aerodinámica (m)	Alargamiento	Estrechamiento
<b>Ala7</b>	30	104,25	3,553	8,63	1,6
<b>Ala8</b>	30	100,5	3,487	8,96	2
<b>Ala9</b>	30	102,0	3,529	8,82	2
<b>Ala11</b>	30	101,00	3,498	8,91	2

Cabe mencionar que entre las alas comparadas, la numeración va del 7 al 11 omitiendo el ala 10. Esto se debe a que los resultados obtenidos de ese modelo no cumplían con los objetivos.



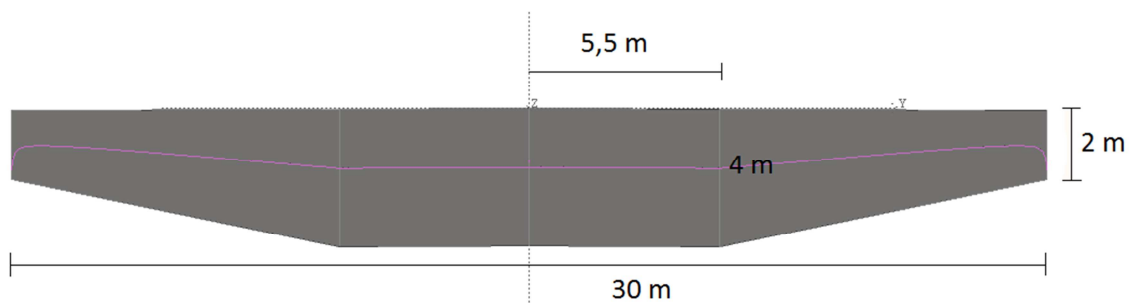
**Ilustración 17:** Ampliación de los resultados de los análisis.





**Ilustración 18:** Leyenda de las gráficas.

En la Ilustración 17 se puede ver el detalle de los resultados de los análisis, y se observa cómo, efectivamente, las opciones más efectivas son las alas descritas con más detalle, 7, 8, 9 y 11. El ala 8 es la que mayor eficiencia presenta y la que tiene el mayor coeficiente de sustentación con el ángulo de máxima eficiencia. Aun así, se ha elegido el ala 11 como la forma en planta definitiva del ala por sus buenos resultados y porque además supone un proceso de construcción más sencillo en comparación con la del 8, ya que únicamente hay un cambio de longitud de cuerda a lo largo de la envergadura. De este avión se esperan buenas respuestas aerodinámicas, pero el principal objetivo es su utilidad frente a la lucha anti incendios, con el menor coste posible. Por ello, la manera de conseguir una solución de compromiso entre buen diseño y fácil construcción es la elección de la opción 11.



**Ilustración 19:** Forma en planta del ala del avión del diseño con las dimensiones básicas.

## Anexo C: Centro de gravedad

### 1. Estimación del peso de los componentes

A partir de los valores reales de dichos aviones, se ha encontrado la relación de peso de cada uno de los grupos en relación al peso en despegue. Con un valor promedio y multiplicando por el peso en despegue del avión del diseño, se han obtenido los pesos de las distintas partes que conforman la aeronave. En la Tabla 10 se pueden ver los datos de los aviones utilizados, y en la Tabla 11 se detallan los cálculos realizados.

**Tabla 10:** Peso de los diferentes componentes de varios aviones, obtenidos de (4).

	Grumman G-I	Fokker F27-100	Nord 262	Avión
<b>Numero de motores</b>	2	2	2	2
<b>Grupo del ala</b>	3735	4408	2698	4605
<b>Empenaje</b>	874	977	805	1158
<b>Fuselaje</b>	3718	4122	3675	5063
<b>Nacelle</b>	1136	628	236	794
<b>Tren de aterrizaje</b>	1207	1940	1085	1791
<b>Total estructura</b>	10670	12075	8499	13425
<b>Motores</b>	2688	2427	-	2854
<b>Sistema de inducción</b>				
<b>Sistema de combustible</b>	133	390	-	287
<b>Hélice</b>	1002	918	-	1071
<b>Sistema propulsivo</b>	698	612	-	737
<b>Total propulsión</b>	4521	4347	-	4949
<b>Aviónica</b>	97	81	133	99
<b>Superficies de control</b>	461	613	408	595
<b>Sistema hidráulico</b>	235	242		
<b>Sis. Neumático</b>				
<b>Sis. Eléctrico</b>	966	835	765	1006
<b>Electrónica</b>	99	386	238	265
<b>Equipamiento fijo</b>	3389	5673	3428	5346
<b>Max. Capacidad combustible</b>	10447	9198	3559	5544
<b>Máxima carga de pago</b>	4270	12500	6175	6000
<b>Flight design gross weight</b>	35100	37500	22930	44397
<b>Peso máximo en despegue</b>	35100	37500	22960	44397

**Tabla 11:** Cálculo del peso de los componentes a partir de aviones similares. (4)

Relaciones	Grumman G-I	Fokker F27-100	Nord 262	Avión
<b>Estructura/GW</b>	0,304	0,322	0,371	0,332
<b>Sis. Propulsivo/GW</b>	0,129	0,116	-	0,123
<b>Equip. Fijo/GW</b>	0,097	0,151	0,149	0,132
<b>Peso en vacío/GW</b>	0,624	0,615	0,663	0,634
<b>Ala/GW</b>	0,106	0,118	0,118	0,114
<b>Empenaje/GW</b>	0,025	0,026	0,035	0,029
<b>Fuselaje/GW</b>	0,106	0,11	0,16	0,125
<b>Nacelle/GW</b>	0,032	0,017	0,01	0,020
<b>Tren aterrizaje/GW</b>	0,034	0,052	0,047	0,044
<b>Motores/GW</b>	0,077	0,065	-	0,071
<b>Sis. Comb/GW</b>	0,004	0,010	-	0,007
<b>Hélice/GW</b>	0,029	0,024	-	0,027
<b>Aviónica/GW</b>	0,003	0,002	0,006	0,002
<b>Sup. De control/GW</b>	0,013	0,016	0,018	0,015
<b>Sis. Eléctrico/GW</b>	0,028	0,022	0,033	0,025
<b>Electrónica/GW</b>	0,003	0,010	0,010	0,007

Los valores en las tablas anteriores son en libras, ya que la bibliografía consultada utiliza unidades imperiales. Aun así, se han cambiado las unidades al sistema internacional para poder calcular el centro de gravedad. Las posiciones de los diferentes elementos se han estimado después de la definición de las diversas partes.

## 2. Posición del centro de gravedad

En la Tabla 12 se muestran los pesos de los diferentes bloques del avión con la estimación de la posición en el eje x y en el eje z. Además, a continuación se detalla el estudio de la posición del centro de gravedad en función del proceso de carga que se lleve a cabo. Cabe mencionar que todas las distancias están tomadas desde el morro del avión y están en metros.

**Tabla 12:** Pesos de las partes del avión con la estimación del centro de gravedad respecto el morro del avión.

	Peso (kg)	x	W·x	z	W·z
<b>Fuselaje</b>	2297	5,85	13435	1,1	2526
<b>Ala</b>	2089	4,85	10131	2,7	5640
<b>Empenaje</b>	525	12,9	6776	3,5	1838
<b>Motores</b>	1150	3,86	4439	3,1	3565
<b>Tren de aterrizaje</b>	812	8	6499	0,6	487
<b>Equipamiento fijo</b>	2425	3	7274	0,7	1697
<b>Peso en vacío</b>	9298				
<b>Trapped fuel and oil</b>	100	4,85	485	2,7	270
<b>Tripulación</b>	182	3	546	1,4	255
<b>Peso en vacío operacional</b>	9580				
<b>Combustible</b>	5226	4,85	25346	2,7	14110
<b>Carga de pago</b>	6000	5,8	34800	1,1	6600
<b>Agua</b>	5000	5,5	27500	1,25	6250
<b>Retardantes</b>	1000	7,3	7300	0,8	800
<b>Peso en despegue</b>	20138				

El centro de gravedad se moverá durante la carga del avión y es necesario conocer este margen de variación. Para ello, se ha estudiado el movimiento de este en diferentes situaciones y procedimientos de carga. Dependiendo si se opta por una configuración de máximo peso de combustible (MFW), o de máxima carga de pago (MZFW), los pesos del avión estarán distribuidos de manera distinta. Además, también influye el procedimiento utilizado durante la carga, siendo diferente si se carga primero el combustible, el retardante químico, o los depósitos de agua. Es por este motivo que se han estudiado las posibles combinaciones en ambos criterios de carga.

## 2.1 Máxima carga de pago (MZFW)

Este criterio es propio de una operación de lucha contra el incendio en el que es necesaria la máxima carga de agua y retardantes, y con el combustible se cargará hasta alcanzar el máximo peso en despegue.

**Tabla 13:** Pesos para el criterio de carga MZFW.

Carga (MZFW)	Peso (Kg)
Combustible	3013
Retardante	1000
Agua	5000

Con las cantidades de la Tabla 13, hay varias combinaciones de orden, y se muestran a continuación, con el orden de carga de izquierda a derecha:

- a) Combustible + Retardante + Agua
- b) Combustible + Agua + Retardante
- c) Retardante + Agua + Combustible
- d) Agua + Retardante + Combustible
- e) Agua + Combustible + Retardante
- f) Retardante + Combustible + Agua

De estas combinaciones, y de los cálculos, se obtienen las tablas que siguen, a partir de las que se obtienen los diagramas de variación.

**Tabla 14:** Centro de gravedad en la combinación a) de MZFW.

Combinación 1a	Peso	X cg	Z cg
En vacío	9298	5,22	1,69
(+) Tripulación	9580	5,18	1,70
(+) Combustible	12593	5,10	1,94
(+) Retardante	13593	5,26	1,85
(+) Agua	20138	4,92	1,56
Rango (m)		0,34	0,38

**Tabla 15:** Centro de gravedad en la combinación b) de MZFW.

Combinación 1b	Peso	X cg	Z cg
En vacío	9298	5,22	1,69
(+) Tripulación	9580	5,18	1,70
(+) Combustible	12593	5,10	1,94
(+) Agua	17593	5,21	1,74
(+) Retardante	20138	4,92	1,56
Rango (m)		0,31	0,38

**Tabla 16:** Centro de gravedad en la combinación c) de MZFW.

Combinación 1c	Peso	X cg	Z cg
En vacío	9298	5,22	1,69
(+) Tripulación	9580	5,18	1,70
(+) Retardante	10580	5,38	1,61
(+) Agua	15580	5,42	1,50
(+) Combustible	20138	4,92	1,56
Rango (m)		0,50	0,20

**Tabla 17:** Centro de gravedad en la combinación d) de MZFW.

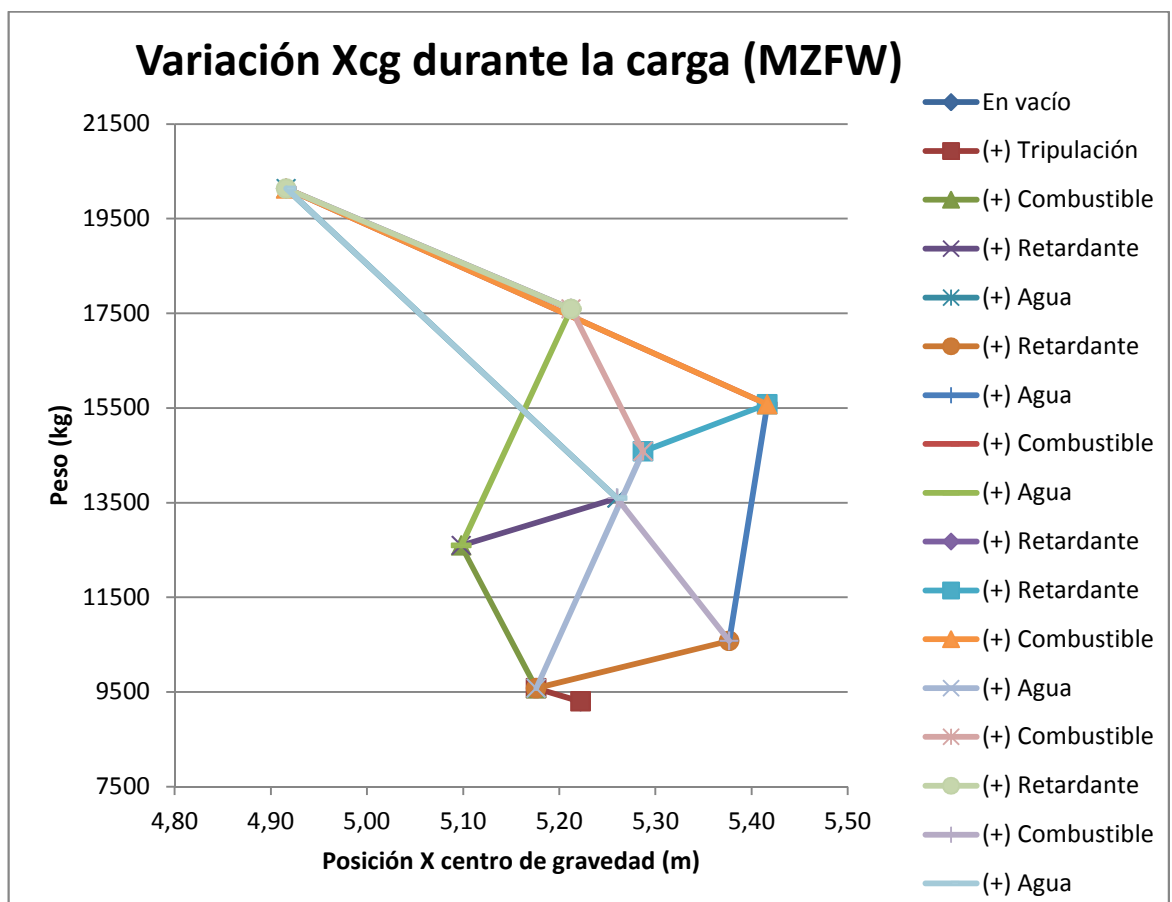
Combinación 1d	Peso	X cg	Z cg
En vacío	9298	5,22	1,69
(+) Tripulación	9580	5,18	1,70
(+) Agua	14580	5,29	1,55
(+) Retardante	15580	5,42	1,50
(+) Combustible	20138	4,92	1,56
Rango (m)		0,50	0,20

**Tabla 18:** Centro de gravedad en la combinación e) de MZFW.

Combinación 1e	Peso	X cg	Z cg
En vacío	9298	5,22	1,69
(+) Tripulación	9580	5,18	1,70
(+) Agua	14580	5,29	1,55
(+) Combustible	17593	5,21	1,74
(+) Retardante	20138	4,92	1,56
Rango (m)		0,37	0,20

**Tabla 19:** Centro de gravedad en la combinación f) de MZFW.

Combinación 1f	Peso	X cg	Z cg
En vacío	9298	5,22	1,69
(+) Tripulación	9580	5,18	1,70
(+) Retardante	10580	5,38	1,61
(+) Combustible	13593	5,26	1,85
(+) Agua	20138	4,92	1,56
Rango (m)		0,46	0,29

**Ilustración 20:** Variación del centro de gravedad en el eje X durante la carga MZFW.

A partir de las posiciones obtenidas, podemos calcular el máximo rango de variación del centro de gravedad para este criterio de carga, restando la posición más adelantada a la coordenada más atrasada.

$$Rango (MZFW) = 0,5 m$$

## 2.2 Máximo peso de combustible (MFW)

Este criterio de carga es propio de un objetivo de máximo alcance y por ello, se cargaría la máxima capacidad de combustible de los tanques, y con la carga de pago posible hasta alcanzar el peso máximo en despegue.

**Tabla 20:** Pesos para el criterio de carga MFW.

Carga (MFW)	Peso (Kg)
Combustible	5226
Retardante	1000
Agua	2787

Con las cantidades de la Tabla 20, se realizan los cálculos para las mismas combinaciones que se detallan en el apartado anterior.

De estas combinaciones, y de los cálculos, se obtienen las tablas que siguen, a partir de las que se obtienen los diagramas de variación.

**Tabla 21:** Centro de gravedad en la combinación a) de MFW.

Combinación 2a	Peso	X cg	Z cg
En vacío	9298	5,22	1,69
(+) Tripulación	9580	5,18	1,70
(+) Combustible	14806	5,06	2,05
(+) Retardante	15806	5,20	1,97
(+) Agua	20138	4,84	1,72
Rango (m)		0,38	0,36

**Tabla 22:** Centro de gravedad en la combinación b) de MFW.

Combinación 2b	Peso	X cg	Z cg
En vacío	9298	5,22	1,69
(+) Tripulación	9580	5,18	1,70
(+) Combustible	14806	5,06	2,05
(+) Agua	17593	5,13	1,93
(+) Retardante	20138	4,84	1,72
Rango (m)		0,38	0,36



**Tabla 23:** Centro de gravedad en la combinación c) de MFW.

Combinación 2c	Peso	X cg	Z cg
En vacío	9298	5,22	1,69
(+) Tripulación	9580	5,18	1,70
(+) Retardante	10580	5,38	1,61
(+) Agua	15580	4,64	1,32
(+) Combustible	20138	4,84	1,72
Rango (m)		0,74	0,40

**Tabla 24:** Centro de gravedad en la combinación d) de MFW.

Combinación 2d	Peso	X cg	Z cg
En vacío	9298	5,22	1,69
(+) Tripulación	9580	5,18	1,70
(+) Agua	12367	5,25	1,60
(+) Retardante	13367	5,40	1,54
(+) Combustible	20138	4,84	1,72
Rango (m)		0,56	0,18

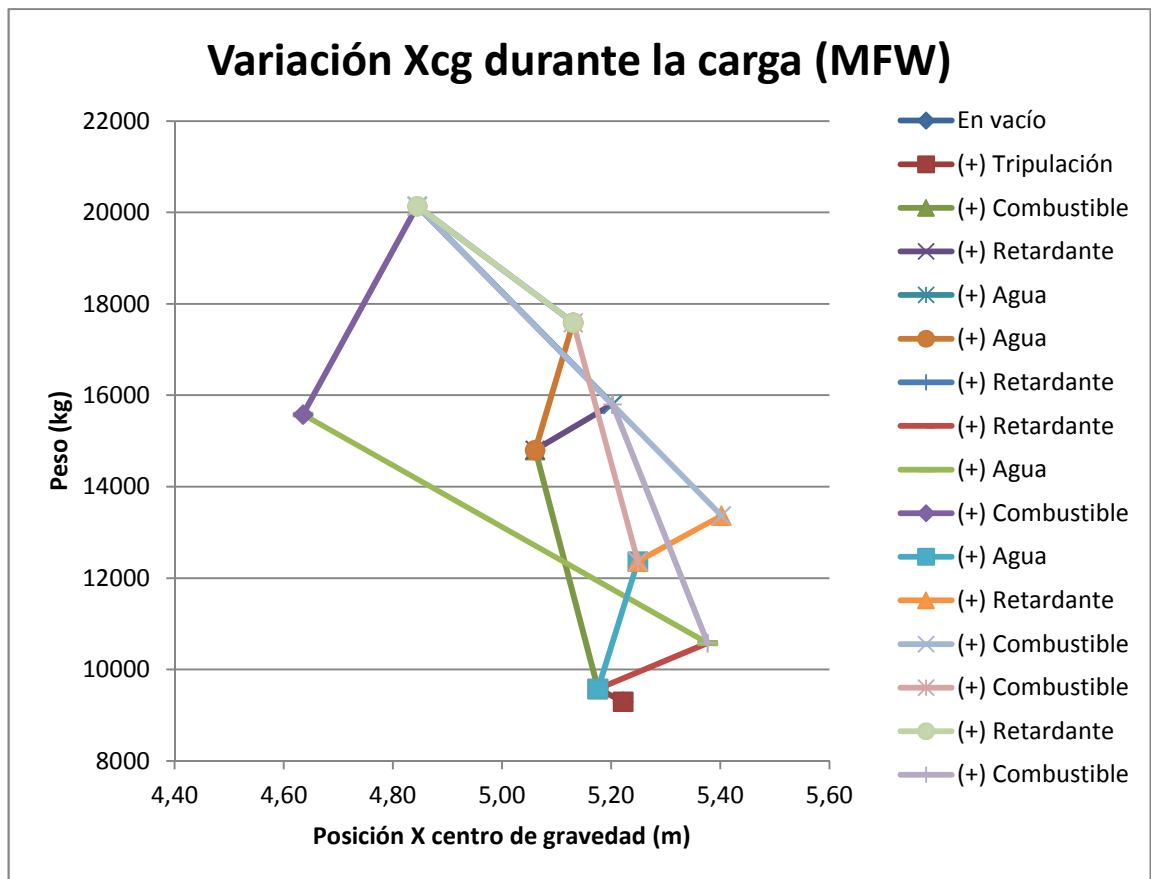
**Tabla 25:** Centro de gravedad en la combinación e) de MFW.

Combinación 2e	Peso	X cg	Z cg
En vacío	9298	5,22	1,69
(+) Tripulación	9580	5,18	1,70
(+) Agua	12367	5,25	1,60
(+) Combustible	17593	5,13	1,93
(+) Retardante	20138	4,84	1,72
Rango (m)		0,40	0,33

**Tabla 26:** Centro de gravedad en la combinación f) de MFW.

Combinación 2f	Peso	X cg	Z cg
En vacío	9298	5,22	1,69
(+) Tripulación	9580	5,18	1,70
(+) Retardante	10580	5,38	1,61
(+) Combustible	15806	5,20	1,97
(+) Agua	20138	4,84	1,72
Rango (m)		0,53	0,36

Para la variación de la posición del centro de gravedad en el eje x para este criterio y con todas las combinaciones mencionadas se obtiene el diagrama de la Ilustración 21.



**Ilustración 21:** Variación del centro de gravedad en el eje X durante la carga MFW.

El rango de variación de la posición, con este criterio de carga es:

$$\text{Rango (MFW)} = 0,77 \text{ m}$$

## Anexo D: Diseño Hidráulico

### 1. Estabilidad hidrostática

Los hidroaviones, y más aún los anfibios, que es el caso que nos ocupa, deben responder a los requerimientos de la aerodinámica, cuando están en vuelo, y de la hidrodinámica, cuando están en el agua. Al final, el diseño de un avión anfibia acaba siendo una relación de compromiso entre lo que es mejor en agua y lo que es mejor en aire. En este proyecto, se desarrollaran las dos partes por separado para posteriormente encontrar una solución intermedia que tenga buena respuesta a ambos medios.

En este capítulo que se estudia equilibrio y la estabilidad inicial de cuerpos que flotan, se deben tener en cuenta el Principio de Arquímedes, la definición de centro de flotación y la ley del equilibrio de momentos de Stevin. Para el estudio de la estabilidad se tendrá en cuenta el concepto de metacentro que introdujo Bouguer en 1746. Para el desarrollo que sigue se han tomado cuatro hipótesis de simplificación:

1. El agua es incompresible
2. Se desprecia la viscosidad
3. Se desprecia la tensión superficial
4. La superficie del agua es plana

#### 1.1 Condiciones de equilibrio de un cuerpo flotante

Por definición, un cuerpo en equilibrio es aquel que no experimenta aceleraciones. Según la segunda ley de Newton, esto ocurre cuando el sumatorio de fuerzas que actúan sobre el cuerpo es cero, y cuando el sumatorio de los momentos de dichas fuerzas es también nulo. En un cuerpo que flota siempre actuarán dos fuerzas que son: el propio peso del cuerpo, y el empuje del fluido sobre el que flota. Para la primera condición de equilibrio se tendrá en cuenta el principio de Arquímedes, y para la segunda, la denominada ley de Stevin.

##### 1.1.1 Principio de Arquímedes. Equilibrio de fuerzas

El Principio de Arquímedes estipula: “Un cuerpo total o parcialmente sumergido en un fluido en reposo, recibe un empuje de abajo hacia arriba igual al peso del volumen del fluido que desaloja”. Esta fuerza se llama empuje y es la razón por la que los barcos flotan.

$$E = \rho_{\text{fluido}} \cdot g \cdot V_{\text{desplazado}} \quad (19)$$

De aquí se desprende el peso aparente de los objetos que están sumergidos en un fluido. El empuje resulta ser la diferencia entre el peso real del objeto y el peso aparente dentro del fluido.

$$E = W_{objeto} - W_{aparente} \quad (20)$$

Hay que tener en cuenta que  $V_{desplazado}$  corresponde únicamente al volumen del fluido desplazado. Si el objeto está completamente sumergido este volumen será igual al del cuerpo, pero si el cuerpo flota, el volumen de fluido desplazado corresponderá solo a la parte del cuerpo que está sumergida.

Otro detalle en el que fijarse es en el sentido de las fuerzas y el signo de estas. Así que si hacemos el sumatorio de fuerzas verticales, la fuerza neta será:

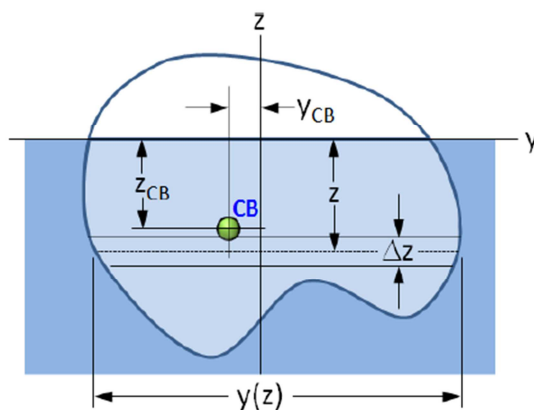
$$F_{neta} = W_{objeto} - E \quad (21)$$

$$F_{neta} = mg - \rho_{fluido} \cdot g \cdot V_{desplazado} \quad (22)$$

Se observa que si la Fuerza neta es positiva el cuerpo se hundirá porque el peso es mayor que el empuje. Si por el contrario, la fuerza neta es negativa el cuerpo flotará ya que el empuje superará al peso del cuerpo.

Para tener el equilibrio, esta fuerza neta deberá ser nula y el empuje será igual al peso del objeto, en nuestro caso del avión.

Un concepto importante es el centro de flotación. Este punto es el centroide donde la fuerza de presión hidrostática está actuando, en la parte sumergida del cuerpo. Otra manera de definirlo es el centro del volumen del cuerpo que está sumergido, si el sólido es homogéneo. Para simplificar, se supone que el empuje actúa sobre este punto. Para calcular la posición de este punto se realizarán los cálculos mostrados en las expresiones (23) y (24), con los valores mostrados en la Ilustración 22.



$$y_{CF} = \frac{\int y \cdot z(y) dy}{\int z(y) dy} \quad (23)$$

$$Z_{CF} = \frac{\int z \cdot y(z) dz}{\int y(z) dz} \quad (24)$$

Ilustración 22: Cuerpo sumergido de dos dimensiones.(6)

Para un cuerpo tridimensional, la localización del centro de flotación se calcula determinando este punto en dos planos, el x-z, y el y-z, ya que normalmente, hidroaviones, barcos, y flotadores gozan de una simetría en el plano x-z.

### 1.1.2 Equilibrio de momentos

En la Ilustración 23 se observa como en un cuerpo están definidos su centro de gravedad y su centro de flotación, anteriormente denominado como CF. Sobre estos puntos actúan las fuerzas, que en ambas es la misma e igual al empuje, dada la situación de equilibrio de fuerzas. En la Ilustración 23a, se observa como el cuerpo está y estará en equilibrio ya que la suma de momentos será nula desde cualquier referencia porque se encuentran en la misma línea de acción. En la Ilustración 23b se ha desplazado el centro de gravedad en el mismo plano, pero hacia la derecha, lo que significa que ya no se encuentran en la misma línea de acción y se produce una inclinación del cuerpo en el sentido horario. Esto provoca que una parte del cuerpo se sumerja por la derecha y otra salga a flote por la izquierda haciendo que haya un nuevo centro de flotación, ahora sí, en la misma recta, como se muestra en la Ilustración 23c.

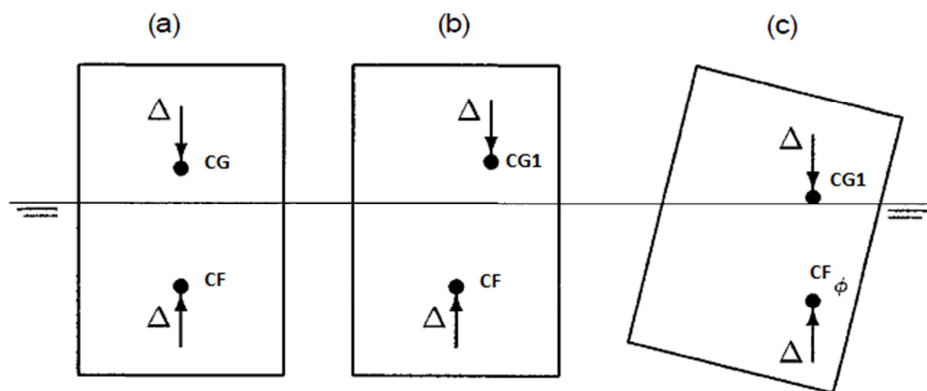


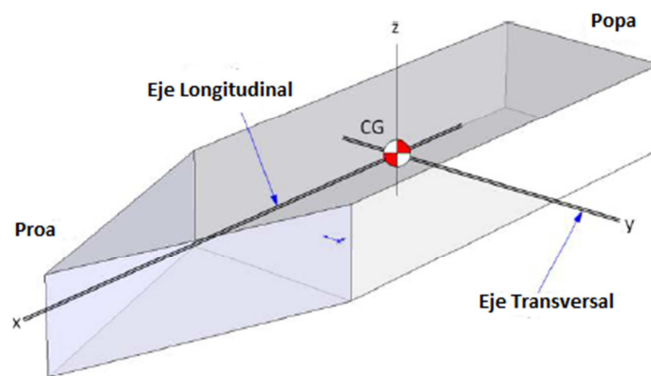
Ilustración 23: Gráfica de ley de Stevin.(5)

Un cuerpo flotando encontrará la situación de equilibrio de momentos cuando el centro de gravedad y el centro de flotación se encuentren en una misma línea de acción. Simon Stevin fue el padre de esta ley y encontró un modo más general para la explicación gráfica, dejando fijo el cuerpo sólido e inclinando la línea de flotación.

Aun así, este desarrollo es correcto suponiendo que el cuerpo entero rota y que no se produce ningún cambio en el cuerpo, no hay ventanas, ni entra agua.

## 1.2 Estabilidad hidrostática inicial de un cuerpo flotante

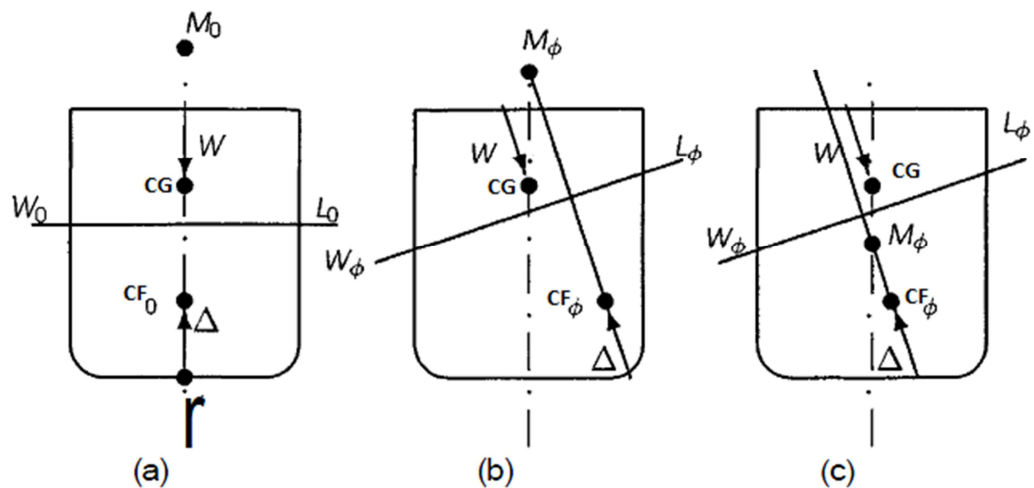
Se define la estabilidad hidrostática como la tendencia de un cuerpo flotante a volver a la posición de equilibrio después de haber salido de ella debido a alguna fuerza aplicada instantáneamente. Cualquier cuerpo flotante, deberá tener estabilidad hidrostática respecto a dos ejes, el eje longitudinal y el eje transversal. En la Ilustración 24 se muestran estos ejes dibujados en el casco del fuselaje y también se indica su centro de gravedad.



**Ilustración 24:** Representación de los ejes del casco de un barco. (6)

Una vez un cuerpo se encuentra en equilibrio, si aparece una perturbación pueden darse dos situaciones: que el cuerpo tienda a recuperar su posición de equilibrio siendo un equilibrio estable; o que el cuerpo tenga tendencia cada vez a alejarse más de la posición inicial, que entonces se trataría de un equilibrio inestable.

Para ver la estabilidad hidrostática volvemos a observar tres situaciones diferentes. En la Ilustración 25a vemos como centro de flotación y centro de gravedad se encuentran sobre la misma línea, y sobre ellos actúan empuje y peso, respectivamente. Este caso es de total equilibrio ya que, como se ha comentado anteriormente, hay equilibrio de fuerzas y el momento total es nulo. En la segunda imagen, la Ilustración 25b se ha inclinado la línea de flotación, un ángulo pequeño. El centro de gravedad permanece en la misma posición, pero el centro de flotación se desplaza a la derecha para compensar la parte del cuerpo que se ha sumergido. Este cambio hace que aparezca un momento anti horario que hace devolver el cuerpo a su posición inicial, y se dice que el cuerpo está estable. En la tercera imagen el cuerpo también se inclina hacia la derecha, pero esta vez el momento que aparece entre las dos fuerzas hace el cuerpo girar en sentido horario, más lejos de su posición de equilibrio, y se dice que el cuerpo está en una situación inestable.



**Ilustración 25:** Condición para la estabilidad inicial. (5)

La diferencia entre la segunda y la tercera situación de la ilustración anterior se entiende tras la definición del concepto de metacentro. Este concepto fue introducido por Pierre Bouguer en 1746 en su libro *Traité du Navire*.

### 1.2.1 El metacentro de Bouguer y la altura metacéntrica

El metacentro es un punto imaginario que es necesario situar para saber si el equilibrio del cuerpo será estable o inestable. Un cuerpo, centrándonos en el caso que nos ocupa, un casco, tiene la línea del centro que está entre estribor y babor que define el plano de simetría. Además, esta línea es también la de acción de la fuerza de empuje antes del vuelco. Cuando el cuerpo se inclina, el centro de flotación se mueve y también su línea de acción. La intersección entre ambas es el metacentro.

Con este nuevo concepto vemos la diferencia entre el segundo y tercer dibujo de la Ilustración 25, y es que en (b) el metacentro está situado por encima del centro de gravedad, y en (c) está situado por debajo del centro de gravedad.

Cabe destacar que el hecho que el metacentro esté situado encima de la línea de centro es por el hecho de trabajar con un cuerpo simétrico. En geometría diferencial, se define el metacentro como el centro de curvatura que la curva que une los centros de flotación.

El momento de restauración que se produce será:

$$M_R = W \cdot \Delta y = \rho_{fluido} \theta \int y^2 dA = \rho \theta I_{zz} \quad (25)$$

Dónde: A es el área de la sección.

$I_{zz}$  es el segundo momento de área de la sección sumergida.

$\rho$  es la densidad del fluido en el que se sumerge el cuerpo.

Cuando el metacentro está situado por encima del centro de gravedad, el momento de restauración es positivo y el cuerpo tendrá tendencia a recuperar la posición de equilibrio. Si el metacentro está por debajo el momento será negativo y hará el efecto contrario provocando la inestabilidad.

El desplazamiento del centro de flotación  $\Delta y$  se define como:

$$\Delta y = \rho_{fluido} \theta \cdot \frac{I_{zz}}{W} = \frac{\theta I_{zz}}{V} \approx (h_{CB} + h_{MC}) \theta \quad (26)$$

Así:

$$h_{MC} = \frac{\Delta y}{\theta} - h_{CB} = \frac{I_{zz}}{V} - h_{CB} = \frac{\rho_{fluido} I_{zz}}{W} - h_{CB} \quad (27)$$

Siendo:  $h_{CB}$  la distancia entre el centro de flotación y el centro de gravedad.

$h_{MC}$  la distancia entre el metacentro y el centro de gravedad.

V el volumen del líquido desplazado.



## **Anexo E: Resultados del estudio del modelo 3D con el software ORCA de Rhinoceros**

## Default Project

Hydrostatics & Stability Analysis

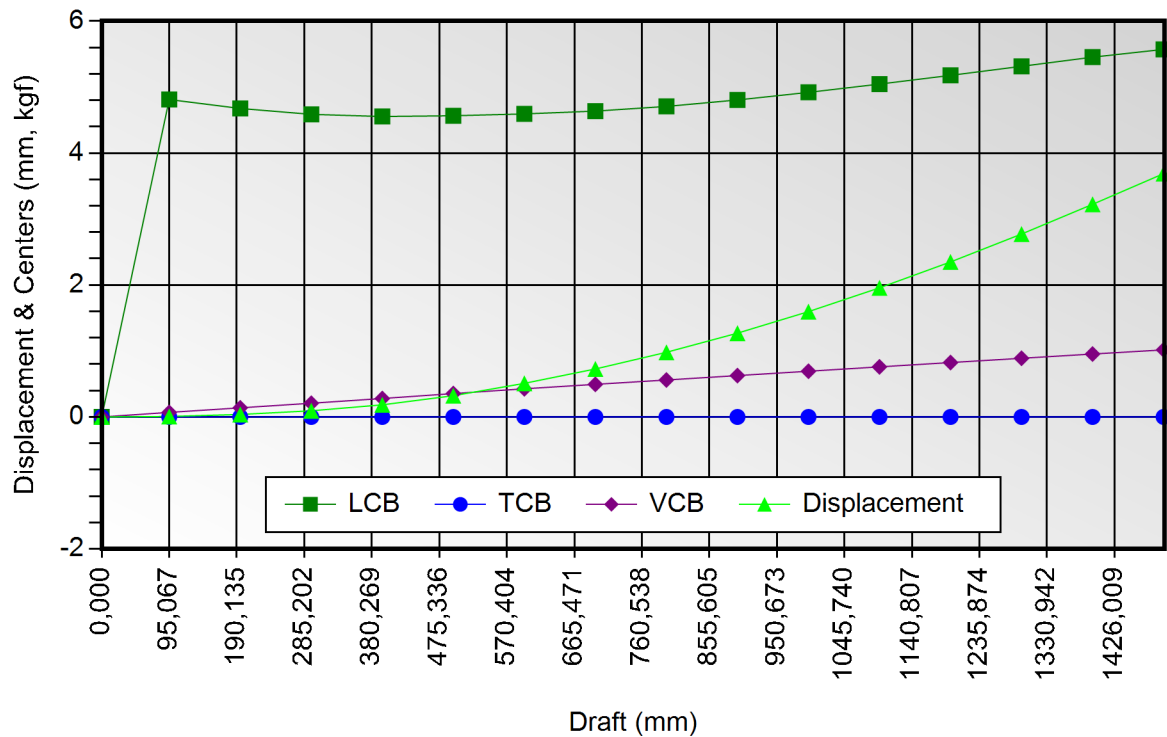
Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2



### Volumetric Properties



## Default Project

Hydrostatics & Stability Analysis

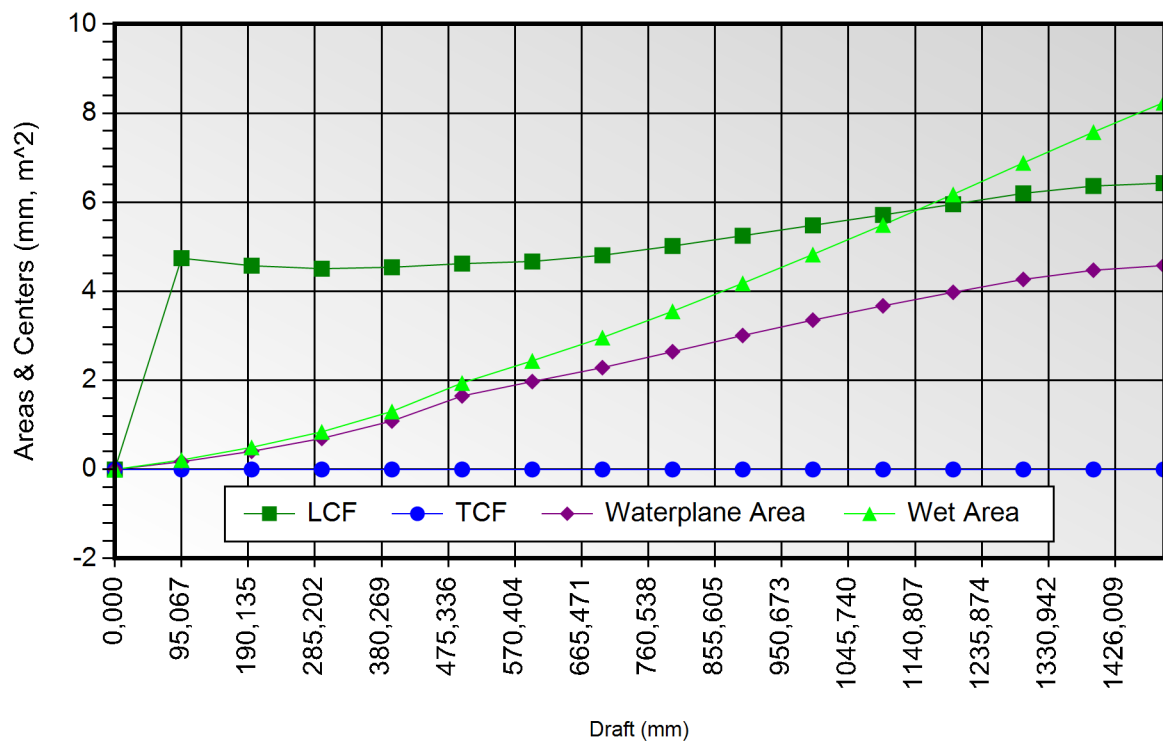
Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2



### Area Properties



## Default Project

Hydrostatics & Stability Analysis

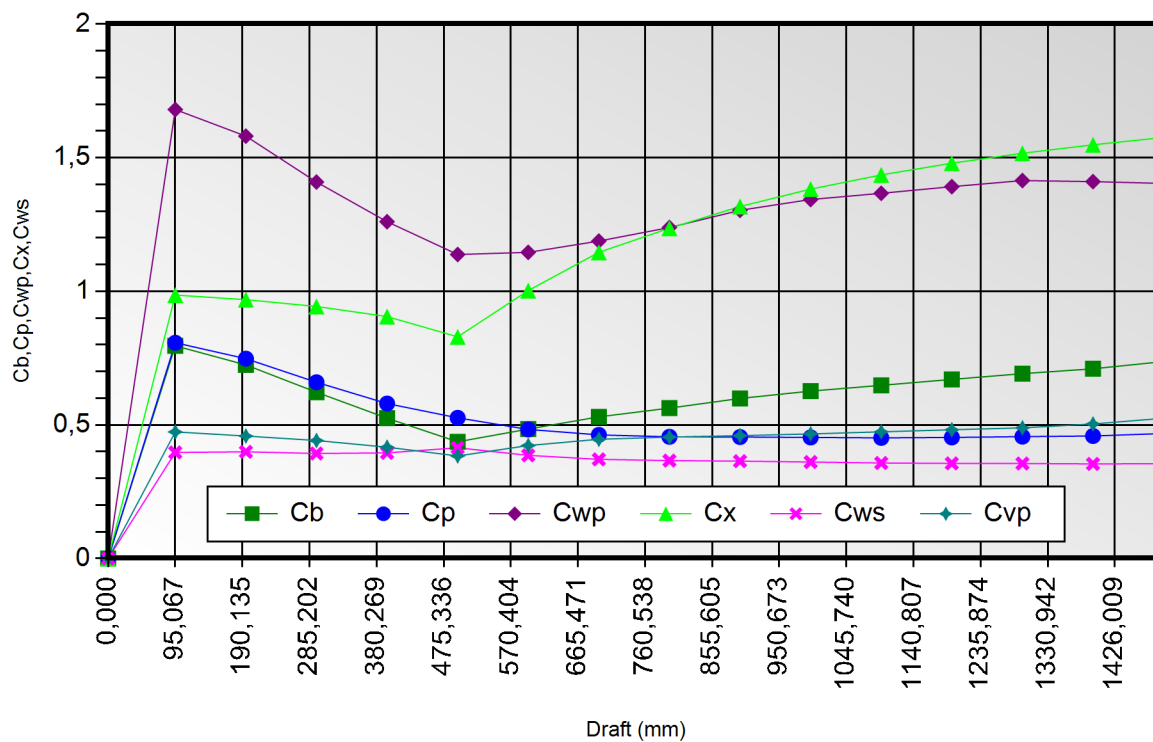
Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2



### Hull Form Coefficients



**Default Project**

Hydrostatics &amp; Stability Analysis

Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2




---

*Condition Name=Condition 1,Model Sinkage=0,00,Model Trim=0,00,Model Heel=0,00*


---

**General Info**

Analysis Type	FreeFloatEquilibrium	Up Direction = Positive_Z
		Fwd Direction = Negative_X

**Surface Meshing Parameters**

Density	1	Minimum edge length	0,0001 mm
Maximum angle	0	Maximum edge length	0 mm
Maximum aspect ratio	0	Max distance, edge to surf.	0 mm
Minimum initial grid quads	0	Jagged seams	False
Refine mesh	True	Simple planes	True

**Load Condition Parameters**

Model Sinkage	0,000 mm
Model Trim	0,000 deg
Model Heel	0,000 deg
VCG	0 mm
Fluid Type	Seawater
Fluid Density	1025,900 kg/m^3
Mirror Geometry	True

**Resultant Model Attitude**

Heel Angle	0,000 deg	Sinkage	0,000 mm
Trim Angle	0,000 deg		

**Overall Dimensions**

Length Overall, LOA	14994,433 mm	Loa / Boa	6,879
Beam Overall, Boa	2179,667 mm	Boa / D	0,833
Depth Overall, D	2616,531 mm		

**Default Project**

Hydrostatics &amp; Stability Analysis

Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2

**Waterline Dimensions**

Waterline Length, Lwl	0,000 mm	Lwl / Bwl	0,000
Waterline Beam, Bwl	0,000 mm	Bwl / T	0,000
Navigational Draft, T	0,000 mm	D / T	0,000

**Volumetric Values**

Displacement Weight	0,000 kgf	Displ-Length Ratio	0,000
Volume	0,000 m^3		
LCB	0,000 mm	FB/Lwl 0,000	AB/Lwl 1,000
TCB	0,000 mm	TCB / Bwl	0,000
VCB	0,000 mm		
Wetted Surface Area	0,000 m^2		
Moment To Trim	0,000 kgf-m/cm		

**Waterplane Values**

Waterplane Area, Awp	0,000 m^2		
LCF	0,000 mm	FF/Lwl 0,000	AF/Lwl 1,000
TCF	0,000 mm	TCF / Lwl	0,000
Weight To Immerse	0,000 kgf/cm		

**Sectional Parameters**

Ax	0,000 m^2		
Ax Location	14987,000 mm	Ax Location / Lwl	0,000

**Hull Form Coefficients**

Cb	0,000	Cx	0,000
Cp	0,000	Cwp	0,000
Cvp	0,000	Cws	0,000

**Static Stability Parameters**

## Default Project

Hydrostatics & Stability Analysis

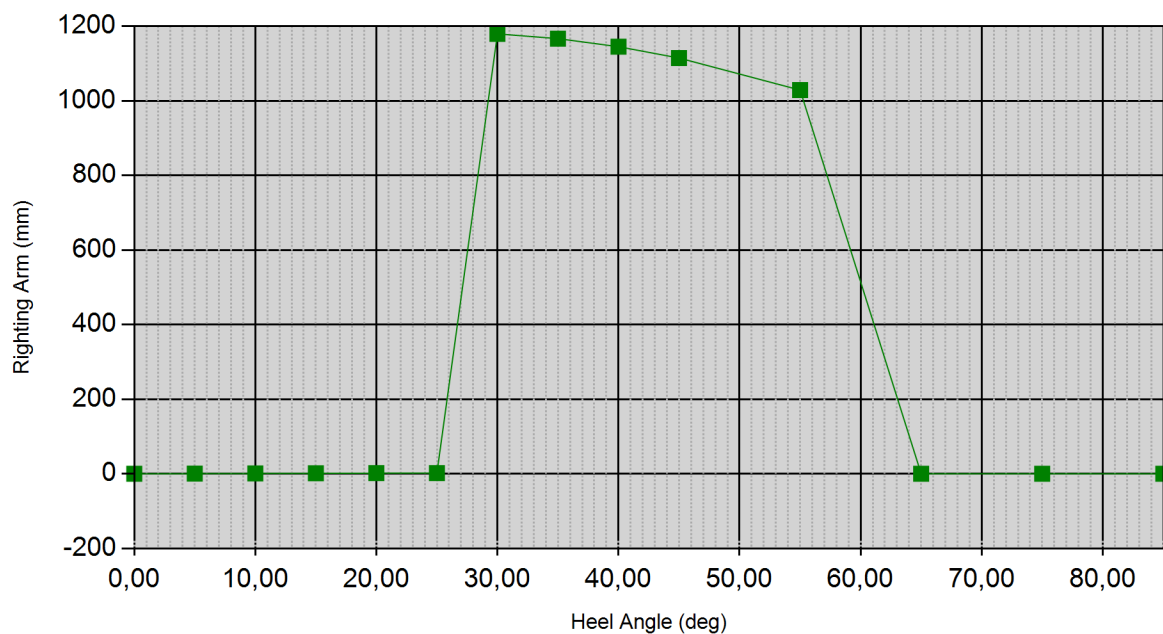
Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2



### Stability Curve



**Default Project**

Hydrostatics &amp; Stability Analysis

Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2



*Condition Name=Condition 6, Model Sinkage=500,00, Model Trim=0,00, Model Heel=0,00*

**General Info**

Analysis Type	FreeFloatEquilibrium	Up Direction = Positive_Z
		Fwd Direction = Negative_X

**Surface Meshing Parameters**

Density	1	Minimum edge length	0,0001 mm
Maximum angle	0	Maximum edge length	0 mm
Maximum aspect ratio	0	Max distance, edge to surf.	0 mm
Minimum initial grid quads	0	Jagged seams	False
Refine mesh	True	Simple planes	True

**Load Condition Parameters**

Model Sinkage	500,000 mm
Model Trim	0,000 deg
Model Heel	0,000 deg
VCG	0 mm
Fluid Type	Seawater
Fluid Density	1025,900 kg/m <sup>3</sup>
Mirror Geometry	True

**Resultant Model Attitude**

Heel Angle	0,000 deg	Sinkage	500,000 mm
Trim Angle	0,000 deg		

**Overall Dimensions**

Length Overall, LOA	14994,433 mm	Loa / Boa	6,879
Beam Overall, Boa	2179,667 mm	Boa / D	0,833
Depth Overall, D	2616,531 mm		



**Default Project**

Hydrostatics &amp; Stability Analysis

Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2

**Waterline Dimensions**

Waterline Length, Lwl	7004,020 mm	Lwl / Bwl	3,381
Waterline Beam, Bwl	2071,357 mm	Bwl / T	4,184
Navigational Draft, T	495,067 mm	D / T	5,285

**Volumetric Values**

Displacement Weight	3218,421 kgf	Displ-Length Ratio	261,055
Volume	3,137 m <sup>3</sup>		
LCB	4565,285 mm	FB/Lwl 0,494	AB/Lwl 0,506
TCB	0,000 mm	TCB / Bwl	0,000
VCB	354,338 mm		
Wetted Surface Area	19,423 m <sup>2</sup>		
Moment To Trim	44,339 kgf-m/cm		

**Waterplane Values**

Waterplane Area, Awp	16,506 m <sup>2</sup>		
LCF	4621,782 mm	FF/Lwl 0,502	AF/Lwl 0,498
TCF	0,000 mm	TCF / Lwl	0,000
Weight To Immerse	169,337 kgf/cm		

**Sectional Parameters**

Ax	0,851 m <sup>2</sup>		
Ax Location	5666,136 mm	Ax Location / Lwl	0,651

**Hull Form Coefficients**

Cb	0,437	Cx	0,830
Cp	0,526	Cwp	1,138
Cvp	0,384	Cws	4,144

**Static Stability Parameters**

## Default Project

Hydrostatics & Stability Analysis

Default Company

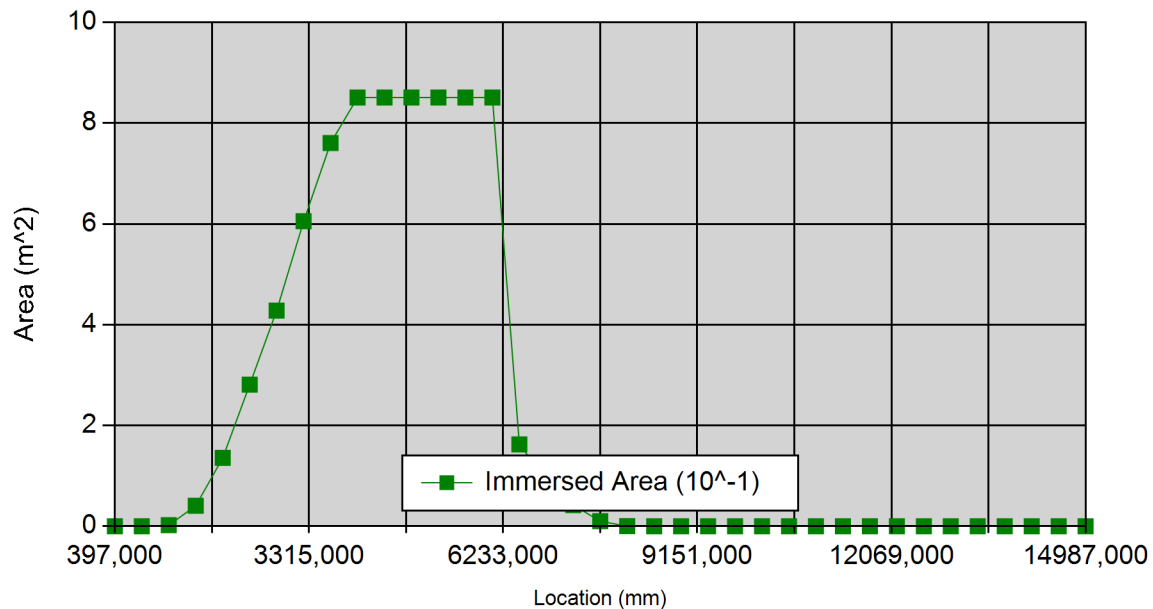
Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2



I(transverse)	4,476 m <sup>4</sup>	I(longitudinal)	29,160 m <sup>4</sup>
BMt	1426,666 mm	BMI	9294,882 mm
GMt	1781,004 mm	GMI	9649,219 mm
Mt	1281,004 mm	MI	9149,219 mm

## Station Data



Location (mm)	Immersed Area (m <sup>2</sup> )	Immersed Girth (mm)
397,821	0,000	0,000
803,076	0,000	0,000
1208,331	0,002	191,886
1613,586	0,041	850,827
2018,841	0,135	1517,207
2424,096	0,281	2178,350
2829,351	0,428	2785,469
3234,606	0,605	3505,897
3639,861	0,760	4269,331

**Default Project**

Hydrostatics &amp; Stability Analysis

Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2



Location (mm)	Immersed Area (m^2)	Immersed Girth (mm)
4045,116	0,851	4616,019
4450,371	0,851	4616,019
4855,626	0,851	4616,019
5260,881	0,851	4616,019
5666,136	0,851	4616,019
6071,391	0,851	4616,019
6476,646	0,162	1707,928
6881,901	0,093	1272,685
7287,156	0,042	845,639
7692,411	0,010	406,276
8097,666	0,000	8,114
8502,920	0,000	0,000
8908,175	0,000	0,000
9313,430	0,000	0,000
9718,685	0,000	0,000
10123,940	0,000	0,000
10529,195	0,000	0,000
10934,450	0,000	0,000
11339,705	0,000	0,000
11744,960	0,000	0,000
12150,215	0,000	0,000
12555,470	0,000	0,000
12960,725	0,000	0,000
13365,980	0,000	0,000
13771,235	0,000	0,000
14176,490	0,000	0,000
14581,745	0,000	0,000
14987,000	0,000	0,000

## Default Project

Hydrostatics & Stability Analysis

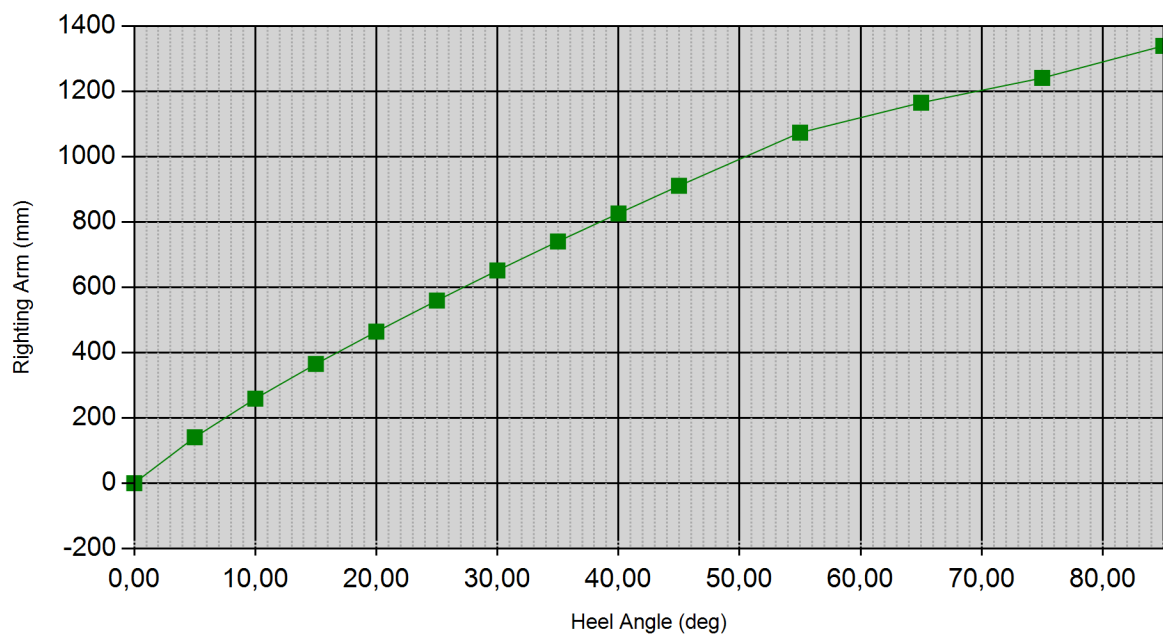
Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2



### Stability Curve



**Default Project**

Hydrostatics &amp; Stability Analysis

Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2




---

*Condition Name=Condition 11,Model Sinkage=1.000,00,Model Trim=0,00,Model Heel=0,00*


---

**General Info**

Analysis Type	FreeFloatEquilibrium	Up Direction = Positive_Z
		Fwd Direction = Negative_X

**Surface Meshing Parameters**

Density	1	Minimum edge length	0,0001 mm
Maximum angle	0	Maximum edge length	0 mm
Maximum aspect ratio	0	Max distance, edge to surf.	0 mm
Minimum initial grid quads	0	Jagged seams	False
Refine mesh	True	Simple planes	True

**Load Condition Parameters**

Model Sinkage	1000,000 mm
Model Trim	0,000 deg
Model Heel	0,000 deg
VCG	0 mm
Fluid Type	Seawater
Fluid Density	1025,900 kg/m^3
Mirror Geometry	True

**Resultant Model Attitude**

Heel Angle	0,000 deg	Sinkage	1000,000 mm
Trim Angle	0,000 deg		

**Overall Dimensions**

Length Overall, LOA	14994,433 mm	Loa / Boa	6,879
Beam Overall, Boa	2179,667 mm	Boa / D	0,833
Depth Overall, D	2616,531 mm		

**Default Project**

Hydrostatics &amp; Stability Analysis

Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2

**Waterline Dimensions**

Waterline Length, Lwl	11487,144 mm	Lwl / Bwl	5,287
Waterline Beam, Bwl	2172,602 mm	Bwl / T	2,183
Navigational Draft, T	995,067 mm	D / T	2,630

**Volumetric Values**

Displacement Weight	15962,179 kgf	Displ-Length Ratio	293,486
Volume	15,559 m <sup>3</sup>		
LCB	4919,649 mm	FB/Lwl 0,400	AB/Lwl 0,600
TCB	0,000 mm	TCB / Bwl	0,000
VCB	693,041 mm		
Wetted Surface Area	48,275 m <sup>2</sup>		
Moment To Trim	186,848 kgf-m/cm		

**Waterplane Values**

Waterplane Area, Awp	33,532 m <sup>2</sup>		
LCF	5482,044 mm	FF/Lwl 0,449	AF/Lwl 0,551
TCF	0,000 mm	TCF / Lwl	0,000
Weight To Immerse	344,004 kgf/cm		

**Sectional Parameters**

Ax	2,989 m <sup>2</sup>		
Ax Location	4045,116 mm	Ax Location / Lwl	0,324

**Hull Form Coefficients**

Cb	0,627	Cx	1,382
Cp	0,453	Cwp	1,344
Cvp	0,466	Cws	3,611

**Static Stability Parameters**

## Default Project

Hydrostatics & Stability Analysis

Default Company

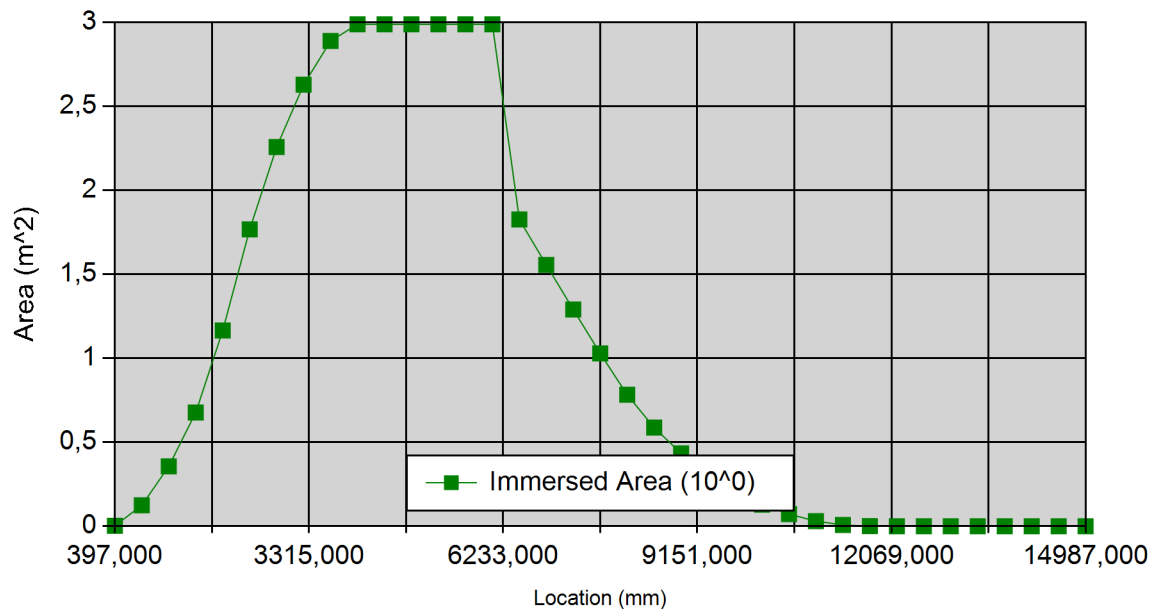
Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2



I(transverse)	10,313 m <sup>4</sup>	I(longitudinal)	198,433 m <sup>4</sup>
BMt	662,830 mm	BMI	12753,422 mm
GMt	1355,870 mm	GMI	13446,463 mm
Mt	355,870 mm	MI	12446,463 mm

### Station Data



Location (mm)	Immersed Area (m <sup>2</sup> )	Immersed Girth (mm)
397,821	0,003	243,435
803,076	0,124	1585,911
1208,331	0,357	2587,380
1613,586	0,677	3509,563
2018,841	1,165	4668,763
2424,096	1,767	5494,231
2829,351	2,258	5995,038
3234,606	2,628	6383,026
3639,861	2,889	6668,730

**Default Project**

Hydrostatics &amp; Stability Analysis

Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2



Location (mm)	Immersed Area (m^2)	Immersed Girth (mm)
4045,116	2,989	6729,703
4450,371	2,989	6729,703
4855,626	2,989	6729,703
5260,881	2,989	6729,703
5666,136	2,989	6729,703
6071,391	2,989	6729,703
6476,646	1,826	5645,160
6881,901	1,556	5360,192
7287,156	1,290	5067,220
7692,411	1,028	4767,897
8097,666	0,782	4236,109
8502,920	0,587	3505,337
8908,175	0,434	2900,080
9313,430	0,306	2379,141
9718,685	0,204	1911,759
10123,940	0,129	1491,094
10529,195	0,072	1095,500
10934,450	0,030	705,606
11339,705	0,007	349,394
11744,960	0,000	48,331
12150,215	0,000	0,000
12555,470	0,000	0,000
12960,725	0,000	0,000
13365,980	0,000	0,000
13771,235	0,000	0,000
14176,490	0,000	0,000
14581,745	0,000	0,000
14987,000	0,000	0,000



## Default Project

Hydrostatics & Stability Analysis

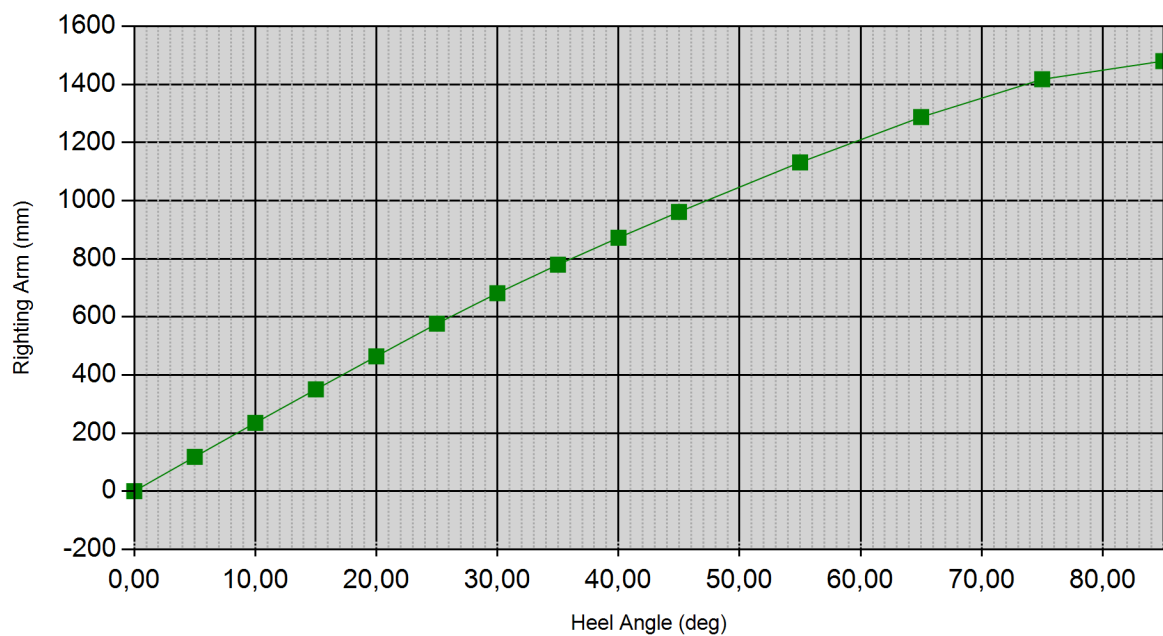
Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2



### Stability Curve



**Default Project**

Hydrostatics &amp; Stability Analysis

Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2




---

*Condition Name=Condition 16,Model Sinkage=1.500,00,Model Trim=0,00,Model Heel=0,00*


---

**General Info**

Analysis Type	FreeFloatEquilibrium	Up Direction = Positive_Z
		Fwd Direction = Negative_X

**Surface Meshing Parameters**

Density	1	Minimum edge length	0,0001 mm
Maximum angle	0	Maximum edge length	0 mm
Maximum aspect ratio	0	Max distance, edge to surf.	0 mm
Minimum initial grid quads	0	Jagged seams	False
Refine mesh	True	Simple planes	True

**Load Condition Parameters**

Model Sinkage	1500,000 mm
Model Trim	0,000 deg
Model Heel	0,000 deg
VCG	0 mm
Fluid Type	Seawater
Fluid Density	1025,900 kg/m^3
Mirror Geometry	True

**Resultant Model Attitude**

Heel Angle	0,000 deg	Sinkage	1500,000 mm
Trim Angle	0,000 deg		

**Overall Dimensions**

Length Overall, LOA	14994,433 mm	Loa / Boa	6,879
Beam Overall, Boa	2179,667 mm	Boa / D	0,833
Depth Overall, D	2616,531 mm		

**Default Project**

Hydrostatics &amp; Stability Analysis

Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2

**Waterline Dimensions**

Waterline Length, Lwl	14988,438 mm	Lwl / Bwl	6,887
Waterline Beam, Bwl	2176,476 mm	Bwl / T	1,456
Navigational Draft, T	1495,067 mm	D / T	1,750

**Volumetric Values**

Displacement Weight	36879,384 kgf	Displ-Length Ratio	305,243
Volume	35,948 m <sup>3</sup>		
LCB	5571,116 mm	FB/Lwl 0,372	AB/Lwl 0,628
TCB	0,000 mm	TCB / Bwl	0,000
VCB	1016,456 mm		
Wetted Surface Area	82,369 m <sup>2</sup>		
Moment To Trim	400,635 kgf-m/cm		

**Waterplane Values**

Waterplane Area, Awp	45,793 m <sup>2</sup>		
LCF	6428,778 mm	FF/Lwl 0,429	AF/Lwl 0,571
TCF	0,000 mm	TCF / Lwl	0,000
Weight To Immerse	469,787 kgf/cm		

**Sectional Parameters**

Ax	5,127 m <sup>2</sup>		
Ax Location	6071,391 mm	Ax Location / Lwl	0,405

**Hull Form Coefficients**

Cb	0,737	Cx	1,576
Cp	0,468	Cwp	1,404
Cvp	0,525	Cws	3,549

**Static Stability Parameters**

**Default Project**

Hydrostatics &amp; Stability Analysis

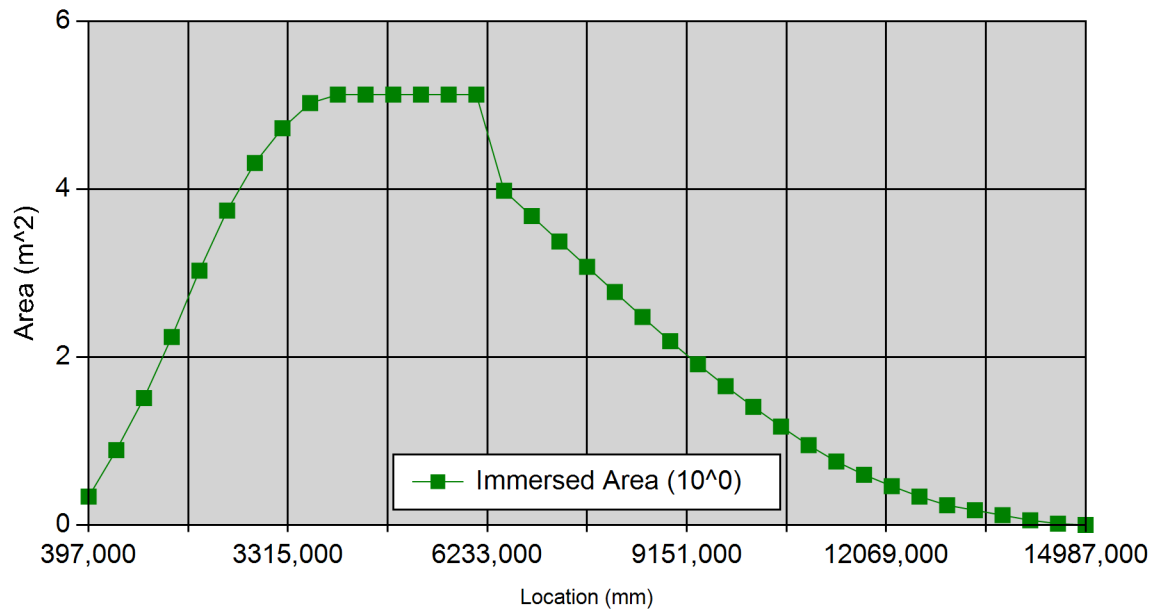
Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2



I(transverse)	13,216 m <sup>4</sup>	I(longitudinal)	548,789 m <sup>4</sup>
BMt	367,652 mm	BMI	15266,052 mm
GMt	1384,108 mm	GMI	16282,508 mm
Mt	-115,892 mm	MI	14782,508 mm

**Station Data**

Location (mm)	Immersed Area (m <sup>2</sup> )	Immersed Girth (mm)
397,821	0,340	2648,828
803,076	0,895	4224,574
1208,331	1,515	5270,222
1613,586	2,241	6101,862
2018,841	3,032	6876,670
2424,096	3,746	7494,231
2829,351	4,314	7995,038
3234,606	4,727	8383,026
3639,861	5,026	8668,730

**Default Project**

Hydrostatics &amp; Stability Analysis

Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2



Location (mm)	Immersed Area (m^2)	Immersed Girth (mm)
4045,116	5,127	8729,703
4450,371	5,127	8729,703
4855,626	5,127	8729,703
5260,881	5,127	8729,703
5666,136	5,127	8729,703
6071,391	5,127	8729,703
6476,646	3,983	7645,168
6881,901	3,681	7360,194
7287,156	3,378	7067,220
7692,411	3,076	6767,897
8097,666	2,776	6453,988
8502,920	2,479	6117,822
8908,175	2,191	5777,310
9313,430	1,916	5447,896
9718,685	1,655	5105,641
10123,940	1,410	4725,392
10529,195	1,175	4319,252
10934,450	0,952	3904,546
11339,705	0,758	3492,853
11744,960	0,601	3090,123
12150,215	0,465	2688,881
12555,470	0,341	2282,086
12960,725	0,238	1907,255
13365,980	0,178	1677,862
13771,235	0,119	1449,852
14176,490	0,059	1202,929
14581,745	0,019	592,845
14987,000	0,002	208,360

## Default Project

Hydrostatics & Stability Analysis

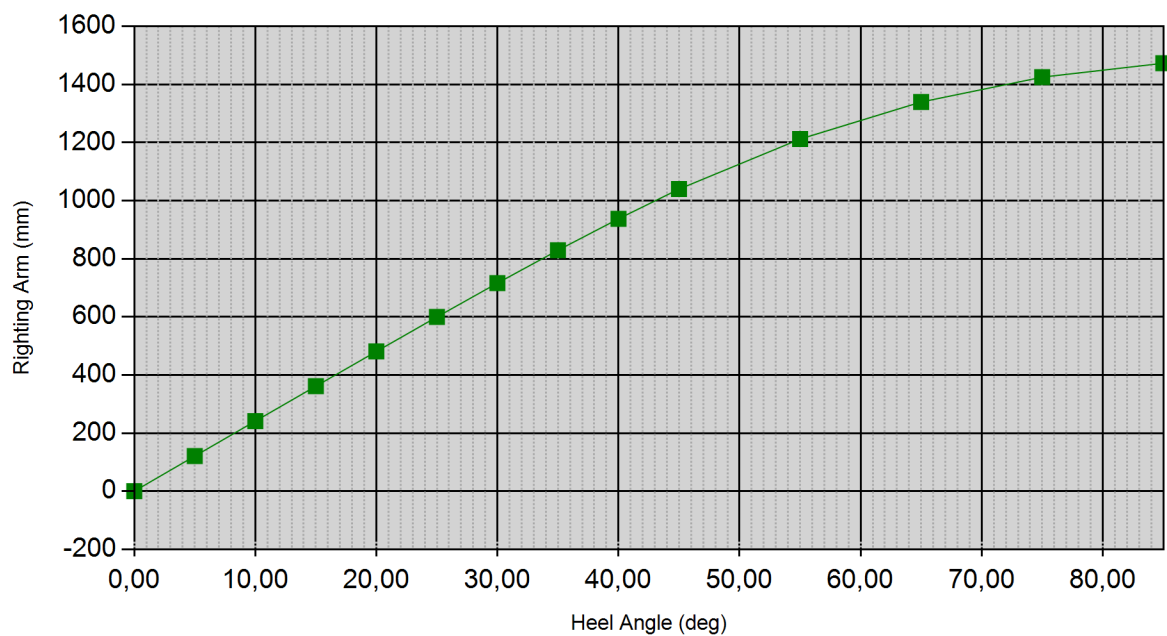
Default Company

Report Time: miércoles, 26 de agosto de 2015, 20:27:57

Model Name: casc2



### Stability Curve



## Anexo F: Estructura primaria

### 1. Estructura del Ala

#### 1.1 Teoría de vigas

En este apartado se ha realizado el estudio de las cargas que padece el ala con la ayuda de la Teoría de vigas. Con tal de estudiar la situación más crítica, el caso estudiado se trata de condición de crucero con los flaps desplegados y sin combustible. El diagrama de cargas aproximado se muestra a continuación en la Ilustración 27. Cabe mencionar que los valores de dichas cargas corresponden al estado de carga con el factor positivo de 2,44, tal como se estipula en la introducción del apartado de Estructuras.

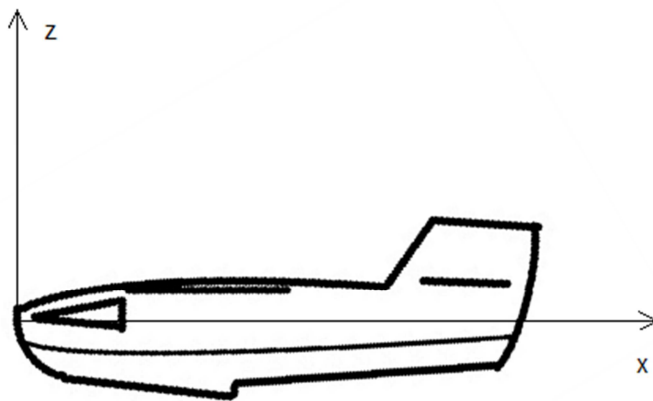


Ilustración 26: Ejes de referencia.

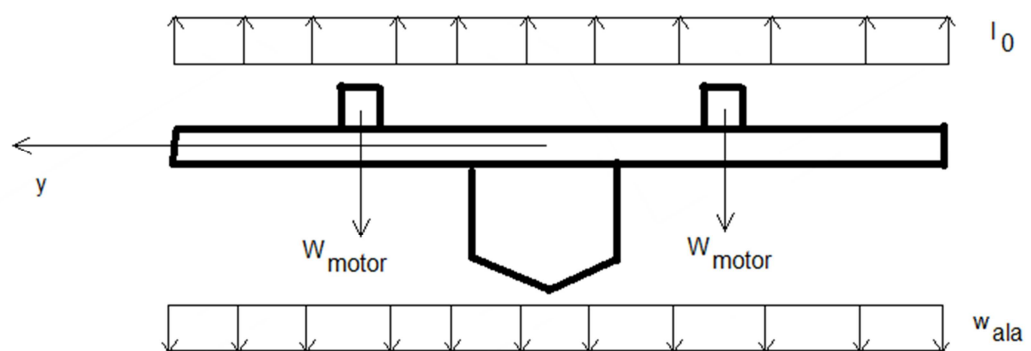


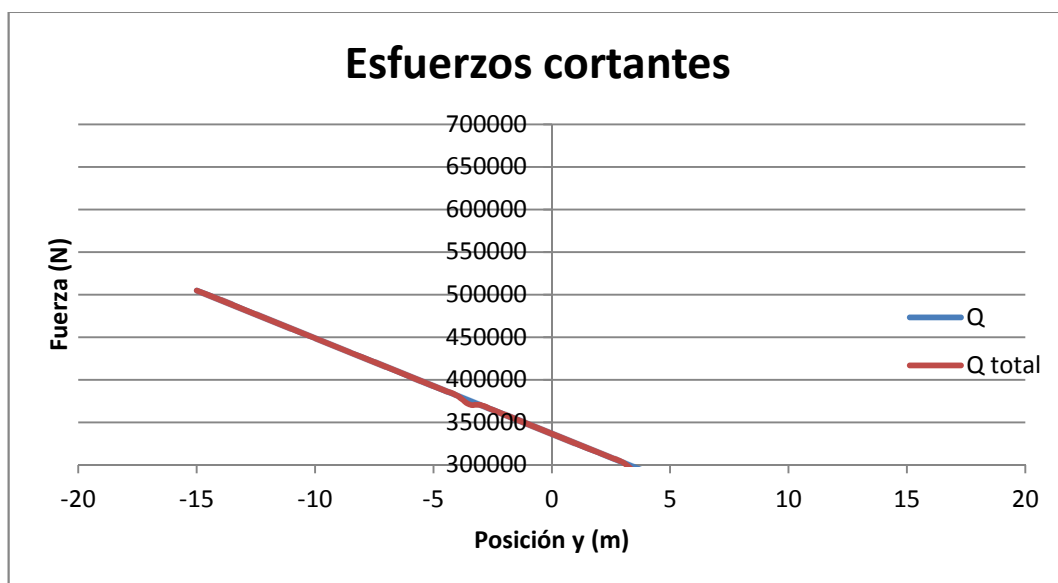
Ilustración 27: Esquema de los esfuerzos que actúan sobre el ala.

Se puede observar cómo, dada la configuración general de este avión, el ala cuenta con dos cargas puntuales correspondientes a los motores, y el peso y sustentación del ala se han supuesto constantes a lo largo de la envergadura para obtener una simplificación conservativa.

El esfuerzo cortante seguirá una expresión del tipo,

$$Q = (l_0 - w) \cdot (b - x) \quad (28)$$

Con el esfuerzo puntual de los motores en las secciones 3,43 m y -3,43 m. El diagrama de los esfuerzos cortantes a lo largo de la envergadura se puede observar en la Ilustración 28.



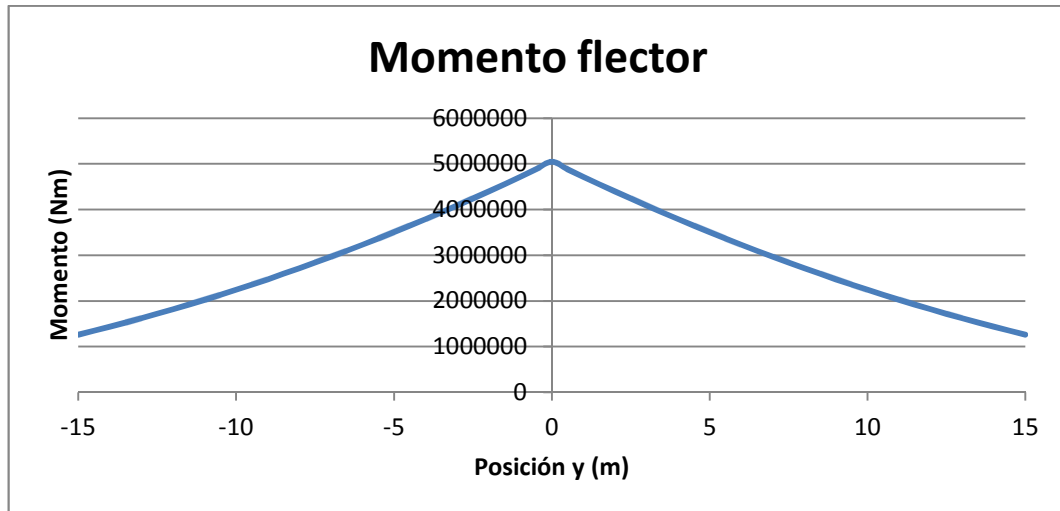
**Ilustración 28:** Diagrama de los esfuerzos cortantes a lo largo de la envergadura.

Se puede ver como los cortantes que siguen la expresión ( 28) y los totales con la acción de los motores son prácticamente iguales, por lo que se trabajará con los de comportamiento totalmente lineal.

Por consiguiente, la actuación de un cortante, provoca la aparición de momentos flectores, que seguirán la expresión ( 29).

$$M_x = \left( \frac{l_0 - w}{2} \right) \cdot (b^2 - 2bx + x^2) \quad (29)$$





**Ilustración 29:** Momento flector a lo largo de la envergadura.

Conocidos el esfuerzo cortante y el momento flector se puede obtener la tensión con la expresión siguiente.

$$\sigma = \frac{N}{S} + \frac{M_y}{I_y} \cdot z + \frac{M_z}{I_z} \cdot y \quad (30)$$

En el caso que nos ocupa, únicamente se tiene el término del medio ya que se ha supuesto que los largueros sólo soportan el momento respecto al eje x.

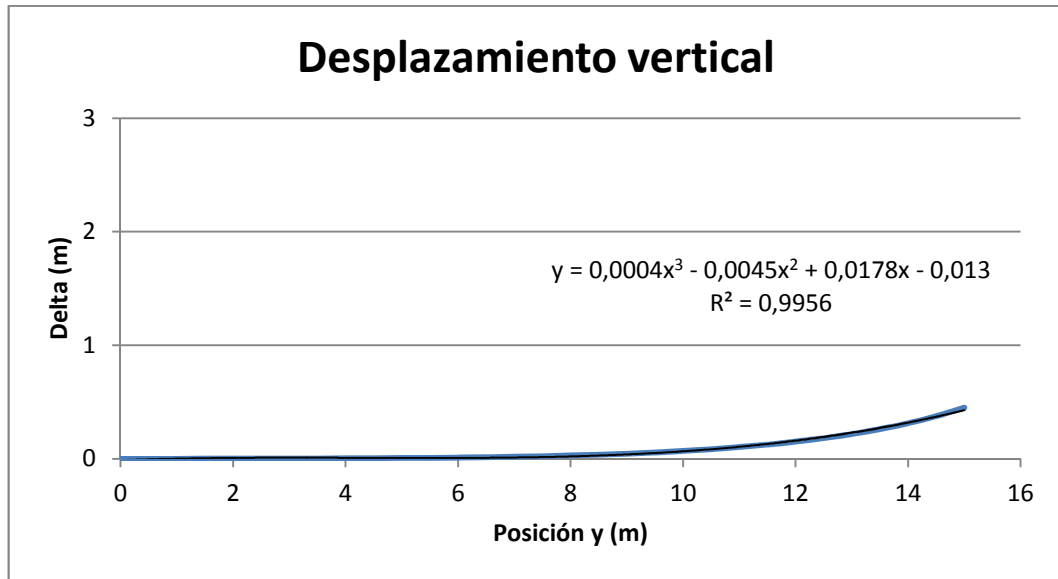
Esta tensión será máxima cuando la fibra está más alejada del centro, es decir, cuando la z sea máxima. Esta tensión provoca un efecto de rotación de una sección respecto a la sección contigua creando una deformación. La rotación que provoca la tensión en cada sección se puede calcular mediante la teoría de vigas, pero resulta un procedimiento complejo. Sin embargo, un desarrollo alternativo se puede encontrar en cualquier manual de estructuras, que relaciona desplazamiento vertical y rotación de la sección con la longitud de la viga del modo en que se muestra en la expresión siguiente.

$$\delta = \frac{qL^4}{8EI} \quad (31)$$

La expresión (31) es para secciones con inercia constante y no es el caso del ala objeto de estudio. Para solucionarlo, se ha derivado  $\delta$  para poder aplicar la formula en cada una de las secciones.

$$d\delta = \frac{qL^3}{2EI} dL \quad (32)$$

A partir de la representación gráfica de cada uno de los puntos obtenidos con la formula (32), se ha estimado una regresión de  $d\delta$  con tal de obtener valores numéricos de las varias deformaciones.



**Ilustración 30:** Representación del desplazamiento vertical del ala debido a la rotación de las secciones.

A partir de la ecuación mostrada en la Ilustración 30, que se obtiene de la regresión de los valores obtenidos con cada sección, se pueden obtener los valores numéricos del desplazamiento vertical total, del que padecen los alerones, y el que padecen los flaps.

$$d\delta = \frac{qx^3}{2EI} dx = 0,0004x^3 - 0,0045x^2 + 0,0178x - 0,013$$

$$\delta = \int_0^x d\delta = \int_0^x (0,0004x^3 - 0,0045x^2 + 0,0178x - 0,013) dx \quad (33)$$

$$\delta_{semiala} = \int_0^{15} (0,0004x^3 - 0,0045x^2 + 0,0178x - 0,013) dx = 1,53 \text{ m}$$

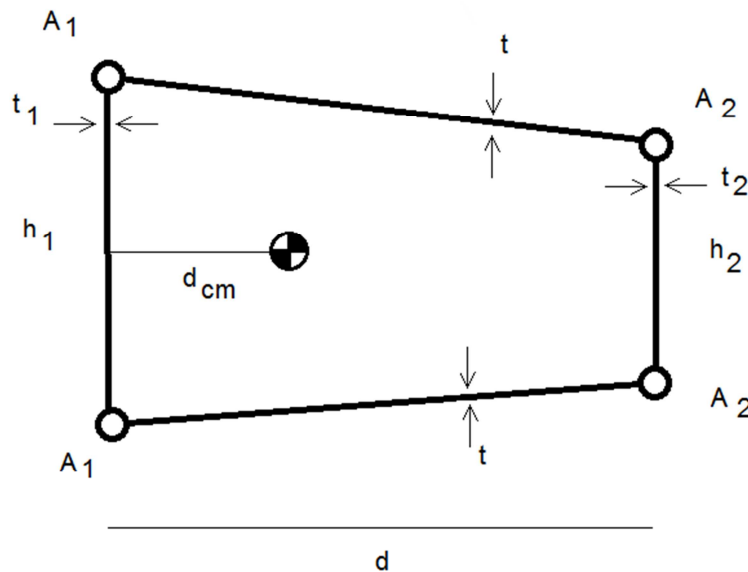
$$\delta_{alerones} = \int_{15 \cdot 0,65}^{15 \cdot 0,97} (0,0004x^3 - 0,0045x^2 + 0,0178x - 0,013) dx = 1,29 \text{ m}$$

$$\delta_{flaps} = \int_{15 \cdot 0,1}^{15 \cdot 0,6} (0,0004x^3 - 0,0045x^2 + 0,0178x - 0,013) dx = 0,17 \text{ m}$$

Para el cálculo de los alerones y los flaps se ha utilizado la x correspondiente al 65% y 97% de la envergadura en el caso de los alerones, y del 10% al 60% en el caso de los flaps, tal y como se establece en el apartado de la memoria en que se describe el dimensionado de las superficies de control.

## 1.2 Teoría de sección cerrada. Cajón de torsión

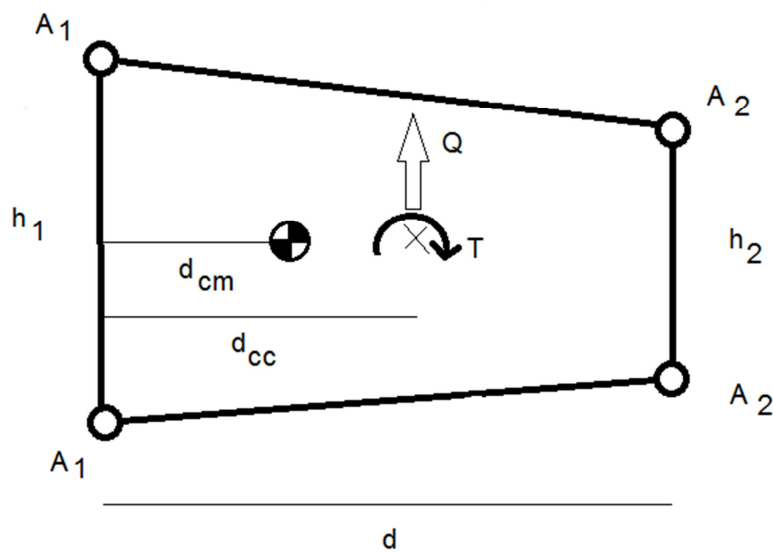
En este apartado se describe el procedimiento seguido para el dimensionado del cajón de torsión del ala, formado por los largueros delantero y trasero, juntamente con el revestimiento del ala. En la Ilustración 31 se puede ver el esquema con el que se ha trabajado.



**Ilustración 31:** Simplificación del cajón de torsión.

En la Ilustración 31 se observa como los largueros se han simplificado en dos áreas A1 que se corresponden a la parte superior e inferior del perfil de la viga delante. Del mismo modo, las dos áreas A2 corresponden a la parte superior e inferior del perfil de la viga trasera. Así, el espesor del cajón de torsión corresponde al espesor de los largueros.

El método para el cálculo de las cargas y tensiones a las que el cajón está sometido consiste en el cálculo del centro de cortadura, de modo que todas las cargas son simplificadas en un esfuerzo cortante y un momento de torsión, aplicados en dicho punto. El procedimiento para la obtención del centro de cortadura consiste en aplicar el esfuerzo  $Q$  en un punto desconocido, se calculan los flujos de cortante, se impone la rotación de la sección nula y por último se obtiene  $d_{cc}$ .

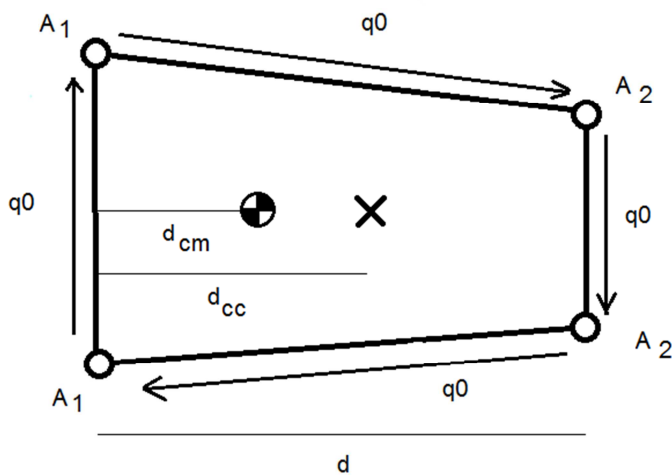


**Ilustración 32:** Definición del centro de cortadura

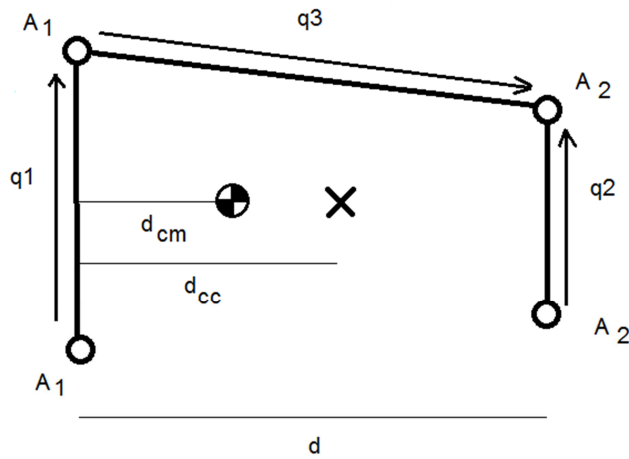
La teoría de análisis de sección cerrada se anuncia en la expresión ( 34)

$$q_i = q_0 - \frac{Q}{I_x} \cdot \sum_{n=1}^i h_n \cdot A_n \quad (34)$$

Para la determinación de estos flujos cortantes, se puede separar el cálculo entre el flujo de cortante de una sección cerrada más el flujo de cortante de la sección abierta.



**Ilustración 33:** Flujo cortante de la sección cerrada.



**Ilustración 34:** Flujo cortante de la sección abierta.

En primer lugar, la determinación del esfuerzo cortante es necesaria para cada sección, así como la inercia.

$$Q = l - w$$

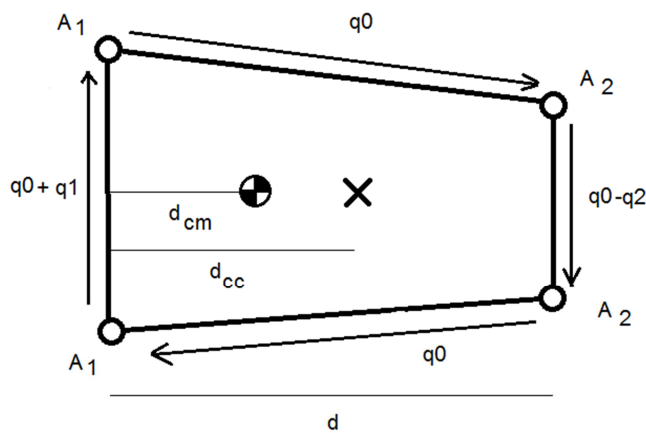
$$I_x = \frac{A_1 h_1^2}{2} + \frac{A_2 h_2^2}{2}$$

Comenzando por el estudio de la sección abierta, se conoce  $q_0 = 0$ .

$$q_1 = -\frac{Q}{I_x} A_1 \cdot \left(-\frac{h_1}{2}\right) \quad (35)$$

$$q_3 = q_1 - \frac{Q}{I_x} A_1 \cdot \left(\frac{h_1}{2}\right) = q_1 - q_1 = 0 \quad (36)$$

$$q_2 = -\frac{Q}{I_x} A_2 \cdot \left(-\frac{h_2}{2}\right) \quad (37)$$



**Ilustración 35:** Esquema final de los flujos cortantes.

De la fórmula de rotación de la sección ( 38) se puede simplificar la expresión, y dado que el revestimiento del ala es del mismo material la G se puede simplificar quedando el desarrollo mostrado en la expresión ( 39).

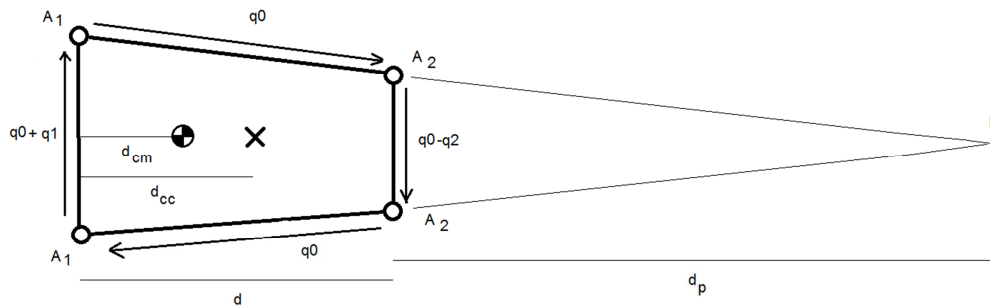
$$\frac{d\theta}{dy} = \frac{1}{2A_{int}} \oint \frac{q \cdot ds}{G} \quad (38)$$

$$0 = \frac{q_1 + q_0}{t_1} \cdot h_1 + \frac{2q_0}{t} \cdot h_3 + \frac{q_0 - q_2}{t_2} \cdot h_2 \quad (39)$$

$$h_3 = \sqrt{d^2 + \left(\frac{h_2 - h_1}{2}\right)^2}$$

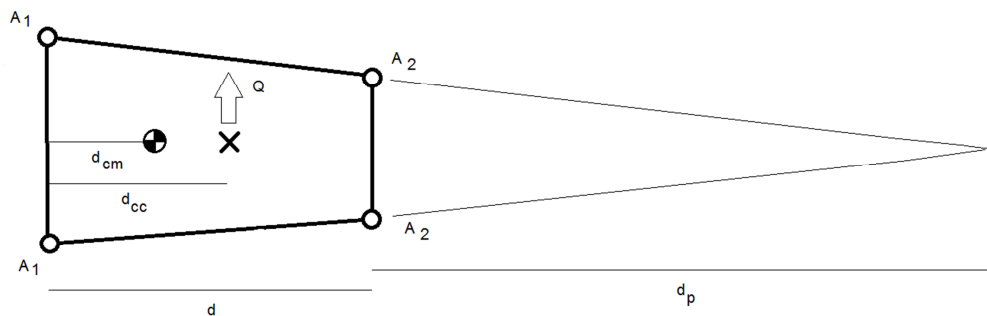
$$q_0 = \frac{q_2 \cdot \left(\frac{h_2}{t_2}\right) - q_1 \cdot \left(\frac{h_1}{t_1}\right)}{\frac{h_1}{t_1} + 2 \cdot \frac{h_3}{t} + \frac{h_2}{t_2}} \quad (40)$$

A continuación se impone un equilibrio de momentos en el punto P que está a una distancia  $d_p$  desde el larguero posterior suponiendo que Q se aplica en el centro de cortadura, y este momento deberá ser igual al momento provocado por la distribución de flujo de cortadura respecto al mismo punto.



**Ilustración 36:** Esquema de los momentos provocados por los flujos de cortante en el punto P.

$$M_q = h_2(q_2 - q_0) \cdot d_p + (q_1 + q_0) \cdot h_1 \cdot (d + d_p)$$



**Ilustración 37:** Esquema de los momentos provocados por el cortante aplicado en el centro de cortadura, respecto el punto P.

$$M_Q = (d + d_p - d_{cc}) \cdot Q$$

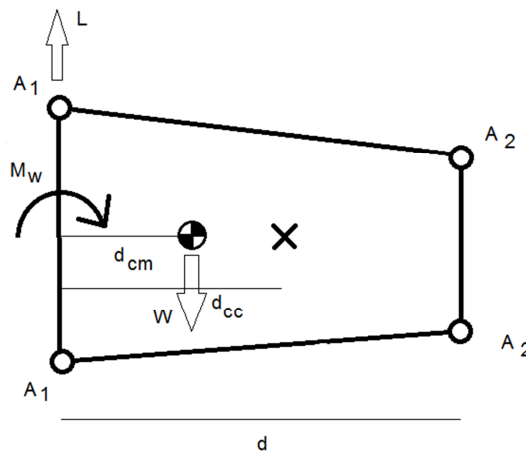
$$M_Q = M_q$$

$$d_{cc} = \frac{h_2(q_2 - q_0) \cdot d_p + (q_1 + q_0) \cdot h_1(d + d_p)}{-Q} + d + d_p \quad (41)$$

Dónde,

$$d_p = \frac{d \cdot h_2}{h_1 - h_2} \quad (42)$$

Una vez conocidos los parámetros se procede a la determinación de la torsión. Con la ayuda del esquema de la Ilustración 38 se llega a la expresión ( 43).



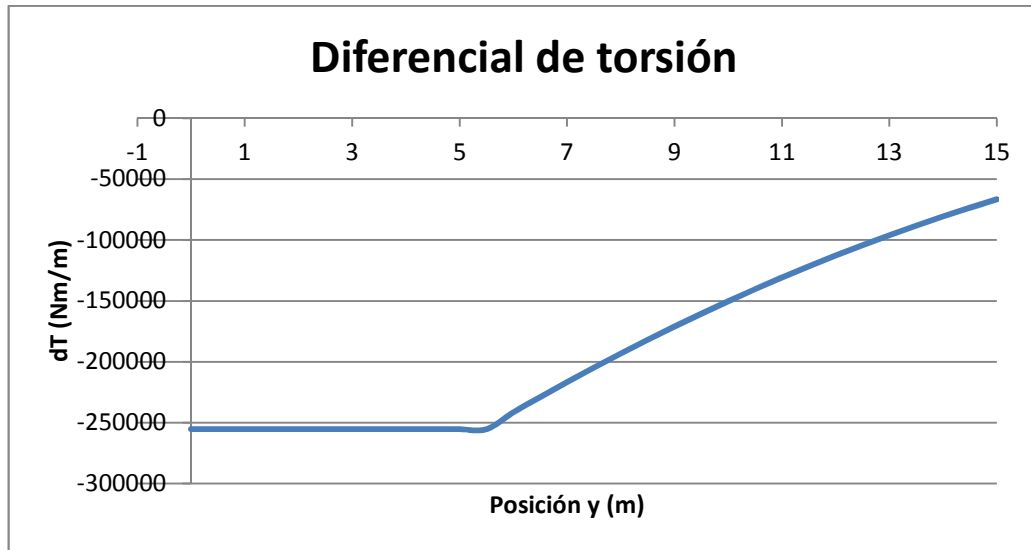
**Ilustración 38:** Esquema para determinar la torsión.

$$dT = -dM_w + w \cdot (d_{cc} - d_{cm}) - l \cdot d_{cc} \quad (43)$$

Dónde,

$$dM_w = 89.193 \cdot \frac{1}{0,17} \cdot h_1^2 \quad (44)$$

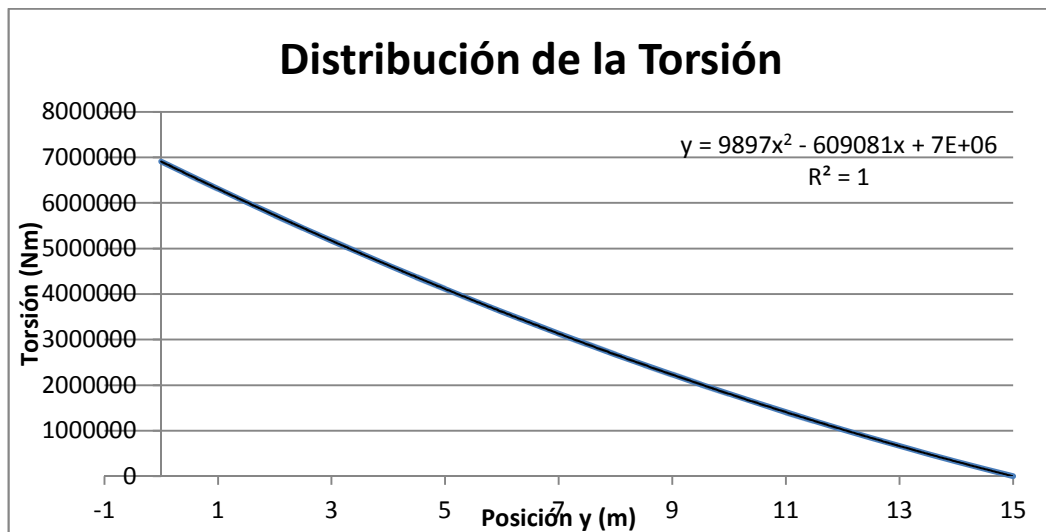
En que el valor numérico corresponde a la constante obtenida con las condiciones de velocidad y densidad en crucero, 0,17 corresponde al espesor del perfil y  $h_1$  corresponde a la altura de la viga delantera del ala. Con el valor obtenido del diferencial de torsión para cada una de las secciones y su representación gráfica, se obtiene una aproximación matemática que se muestra en la expresión ( 45).



**Ilustración 39:** Gráfica del diferencial de torsión a lo largo de la semiala.

$$dT = 19794x - 353797 \quad (45)$$

$$\begin{aligned} T(x) &= \int dT = \int_0^{5,5} -255284,13 \, dx + \int_{5,5}^{15} (19794x - 353797) \, dx \\ &= 9897x^2 - 609081x + 6909390 \end{aligned} \quad (46)$$



**Ilustración 40:** Gráfica de la distribución de la torsión.



## 2. Estabilizador horizontal

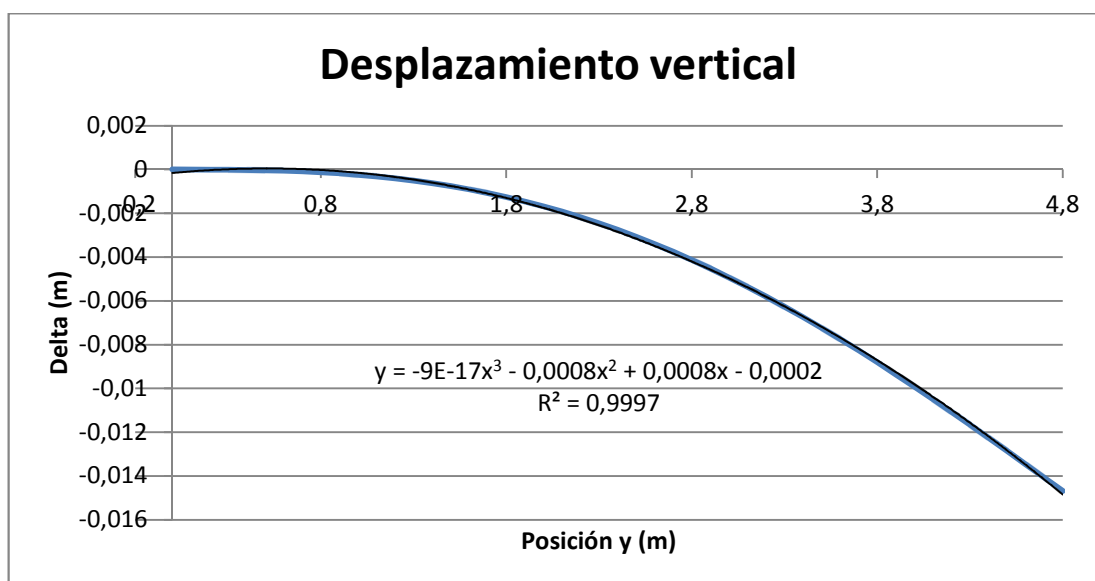
El procedimiento para el dimensionado del estabilizador horizontal es igual que el seguido para el diseño estructural del ala. La principal diferencia con el desarrollo anterior es que el estabilizador cuenta con la cuerda constante a lo largo de la envergadura, por lo que la altura de los largueros es constante también.

**Tabla 27:** Características de la estructura del estabilizador horizontal.

Característica	Valor
Envergadura (m)	9,6
Cuerda (m)	3
Timón de profundidad (m)	0,8
Posición centro de masas (% cuerda)	35
Posición larguero delantero (% cuerda)	30
Altura larguero delantero, h1 (m)	0,39
Posición larguero trasero (% cuerda)	70
Altura larguero trasero, h2 (m)	0,31
Espesor del revestimiento (m)	0,0008

El larguero delantero va posicionado en el punto de máximo espesor del perfil y el larguero trasero junto antes de la superficie de control. La configuración de la estructura es la misma que en el ala, un perfil I delante y un perfil D en la parte posterior que unen las costillas que dan la forma de perfil aerodinámico, y todo recubierto por el revestimiento.

Se sigue el mismo procedimiento para el dimensionado del cajón de torsión que el descrito en el apartado anterior.



**Ilustración 41:** Gráfico del desplazamiento vertical de cada sección del estabilizador horizontal.

En la Ilustración 41 se muestra la representación de los valores de cada sección obtenidos de la expresión ( 47).

$$d\delta = \frac{qL^3}{2EI_x} dL \quad (47)$$

A partir del polinomio obtenido de la gráfica es posible calcular el desplazamiento vertical total.

$$\delta = \int d\delta = \int_0^{4,8} (-9 \cdot 10^{-17}x^3 - 0,0008x^2 + 0,0008x - 0,0002) dx = -0,021 m$$

La tensión máxima que deben soportar las vigas es,

$$\sigma_{MAX} = \frac{M_y}{I_y} \cdot z_{MAX} = 287 MPa$$

La tensión tangencial máxima que soportará el revestimiento es,

$$\tau_{MAX} = \frac{q_0}{t} = 1,75 MPa$$

### 3. Estabilizador vertical

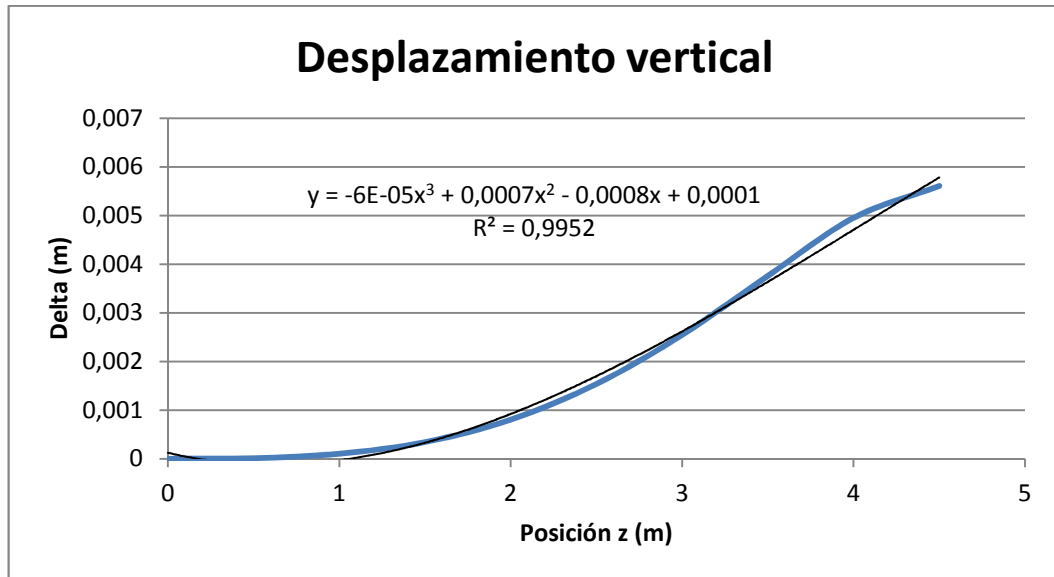
El estabilizador vertical es una estructura de cuerda variable que va desde los 4,5 m en la posición más baja, hasta los 2 m en la punta superior de la superficie vertical. Esta superficie alberga el timón de dirección que está posicionado a partir del 65% de la cuerda. Por este motivo, la cuerda y el espesor del estabilizador vertical varían, y con ello la altura de los largueros de la estructura.

**Tabla 28:** Características de la estructura del estabilizador vertical.

Característica	Valor
Envergadura (m)	5,5
Timón de dirección (% cuerda)	65
Posición centro de masas (% cuerda)	40
Posición larguero delantero (% cuerda)	30
Posición larguero trasero (% cuerda)	60
Espesor del revestimiento (m)	0,0005

El larguero delantero va posicionado en el máximo espesor del perfil, que corresponde al 30% y el trasero va situado justo antes de la superficie de control, en el 60% de la cuerda.

El desplazamiento vertical obtenido se muestra en la Ilustración 42.



**Ilustración 42:** Gráfico del desplazamiento vertical a lo largo del estabilizador vertical.

El desplazamiento vertical total numéricamente corresponde a,

$$\delta = \int d\delta = \int_0^{5,5} (-6 \cdot 10^{-5}x^3 + 0,0007x^2 - 0,0008x + 0,0001) dx = 0,0127 \text{ m}$$

La tensión máxima que deben soportar las vigas es,

$$\sigma_{MAX} = \frac{M_y}{I_y} \cdot z_{MAX} = 149 \text{ MPa}$$

La tensión tangencial máxima que soportará el revestimiento es,

$$\tau_{MAX} = \frac{q_0}{t} = 14 \text{ MPa}$$

## Anexo G: Aviónica e instrumentación

### 1. Instrumentación de vuelo

- **Altímetro:** Mide la altitud del avión a partir de la presión atmosférica que obtiene con la toma estática de pitot. La relación entre la presión medida y la altitud se indica en el indicador del panel. Esta altitud viene indicada en pies y con la ayuda de tres agujas distintas que indican incrementos de 100, 1.000 y 10.000 ft de altitud, como se puede observar en la Ilustración 43. Mide la altitud respecto el nivel del mar, por lo que en esa posición, la lectura será 0.

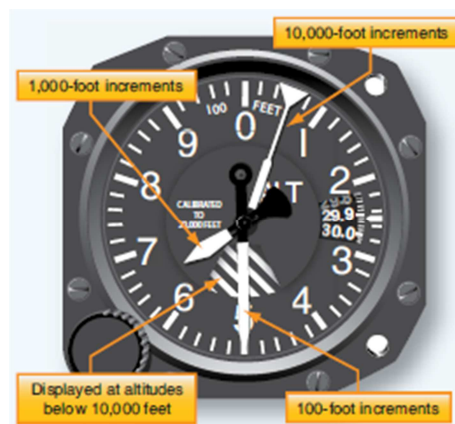


Ilustración 43: Altímetro con tres agujas operando por debajo de los 10.000 ft.(7)

- **Indicador de la velocidad del aire:** Dispositivo con diferencia de presiones entre el aire de impacto y la presión de las tomas estáticas del avión. Un diafragma se expande o contrae dependiendo de esta diferencia, dando un valor de velocidad.



Ilustración 44: Indicador de velocidad del aire analógico. (7)

- **Indicador de la dirección magnética:** Elimina el efecto de la rotación inversa de la brújula común montando los imanes principales sobre de un eje en lugar de utilizar un flotador.



**Ilustración 45:** Indicador de la dirección magnética.(7)

- **Horizonte artificial:** En este instrumento, el dibujo del avión está fijo en el compartimento del dispositivo, mientras que la parte que representa el cielo y el suelo están unidos al sistema de giróscopos.



**Ilustración 46:** Horizonte artificial en vuelo nivelado a la izquierda, y durante un giro en ascenso en la imagen de la derecha. (7)

- **Indicador de giro coordinado:** En realidad se trata de dos dispositivos diferentes que se muestran en un solo instrumento. El indicador de giro funciona con un giróscopo que puede ir en vacío, a presión o con electricidad. La bola se mueve únicamente en respuesta a la fuerza de gravedad por una cavidad con un fluido.



**Ilustración 47:** Indicador de giro coordinado.(7)

- **Indicador de velocidad vertical:** Se trata de un dispositivo de lectura directa que trabaja con la presión diferencial. Compara la presión estática del sistema estático del avión en un diafragma con la presión estática que envuelve el diafragma en el compartimento del instrumento. Cuando se produce un ascenso, la densidad del aire disminuye, pero en la parte exterior ocurre más rápido que dentro del instrumento, lo que produce el movimiento de la manecilla.



Ilustración 48: Indicador de velocidad vertical. (7)

## 2. Instrumentación de los motores

- **Presión del aceite:** Normalmente indicado en psi (*pounds per square inch*), el rango normal de operación está indicado por la franja verde en el indicador. La medición se realiza con el mecanismo del tubo de Bourdon. Se trata de un tubo que dibuja tres cuartos de circunferencia y que acoge en su interior el fluido del que se quiere medir la presión. El extremo de entrada del fluido está fijo y el de salida es libre, de tal manera que si el fluido tiene mucha presión el tubo tendrá tendencia a estirarse, mientras que si la presión es baja seguirá en su forma circular. Con tal de cuantificar la presión, en el extremo libre se coloca la aguja de medición que indicará una escala.



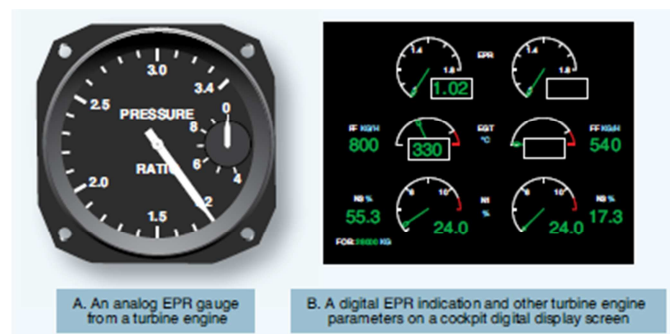
Ilustración 49: Indicador analógico de la presión del aceite. (7)

- **Temperatura del gas de expulsión:** Dadas las altas temperaturas de estos gases, se utiliza un indicador de par térmico. Este medidor está formado por dos metales diferentes con distintas propiedades eléctricas, que al experimentar temperaturas diferentes se produce una fuerza electromotriz proporcional a la temperatura.



**Ilustración 50:** Indicadores de temperatura con el mecanismo de par térmico. (7)

- **Ratio de presión del motor o Engine pressure ratio (EPR):** Dispositivo que trabaja con medida de presión diferencial. Es un sensor a distancia, ya que recibe la señal del transmisor del ratio en el propio motor. El transmisor del ratio trabaja con fuelles para comparar ambas presiones.



**Ilustración 51:** Indicadores del ratio de presión del motor, analógico (A) y digital (B). (7)

- **Cantidad de combustible:** Los indicadores eléctricos son más comunes que los mecánicos. Una boya en el tanque de combustible está conectado a una resistencia variable que manda la señal al panel de mandos.



**Ilustración 52:** Dispositivos digitales de cantidad de combustible. (7)

- **Presión de combustible:** Existen medidores de presión de combustible con el mecanismo del tubo de Bourdon, o con diafragmas y fuelles, pero no resulta deseable una línea de combustible por el panel de pilotos, por el alto riesgo de incendio que puede ocasionar en caso de fuga. Es por ello, que el sensor utilizado es un dispositivo que utiliza electricidad para enviar la señal al indicador del panel de mandos.



Ilustración 53: Indicador analógica para la presión de combustible. (7)

- **Flujo de combustible:** Es una toma compleja ya que la densidad y temperatura varían constantemente. En los motores de turbina, este rango es mayor y requiere de un mecanismo más elaborado.



Ilustración 54: Indicador digital del flujo de combustible.

- **Tacómetro:** Para motores de turbina están calibrados en porcentaje de revoluciones por minuto (rpm), siendo el 100 % el correspondiente a la velocidad óptima de la turbina.

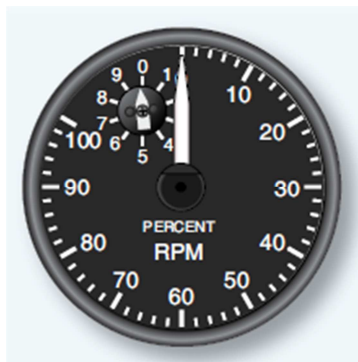


Ilustración 55: Tacómetro para un motor de turbina.



### 3. Instrumentación para la navegación

- **Brújula magnética:** funciona con el campo magnético de la Tierra, y el imán se alinea con dicho campo hacia el Norte magnético.



Ilustración 56: Brújula magnética. (7)

- **Reloj:** Los pilotos usan el reloj durante maniobras y para la navegación. El reloj está normalmente situado cerca del indicador de giro coordinado. Proporciona información de horas, minutos y segundos.



Ilustración 57: Reloj. (7)

### 4. Panel de control integrado

El panel de control elegido es el BendixKing AeroVue™. A parte del equipamiento descrito en el documento principal en el capítulo de Aviónica e instrumentación, este *Integrated Flight Deck*, tienen la opcionalidad de añadir el siguiente equipamiento:

- Radar meteorológico
- Radar altímetro
- TCAS
- Sistema de alerta de aproximación a tierra mejorado
- Mapas con el perfil vertical del terreno
- Conectividad a internet en vuelo
- Segundo modo S para el transponder
- Segundo módulo de control de actitud
- *Automatic Direction Finder (ADF)*

## **Anexo H: Propulsión. Documento de certificación de los motores.**

\_\_\_\_\_

# TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET

Issue : 02

Type: Pratt & Whitney Canada

PW100 series

PW118  
PW118A  
PW119B  
PW119C  
PW120  
PW120A  
PW121  
PW121A  
PW123  
PW123AF  
PW123B  
PW123C  
PW123D  
PW123E  
PW124B  
PW125B  
PW126  
PW126A  
PW127  
PW127B  
PW127D  
PW127E  
PW127F  
PW127G  
PW127M

[illegible]

## **I. General**

**1. Type/Variants:** PW118, PW118A, PW119B, PW119C, PW120, PW120A, PW121, PW121A, PW123, PW123AF, PW123B, PW123C, PW123D, PW123E, PW124B, PW125B, PW126, PW126A, PW127, PW127B, PW127D, PW127E, PW127F, PW127G, PW127M

**2. Type Certificate Holder:** Pratt and Whitney Canada Corp.  
1000 Marie Victorin  
Longueuil, Québec, J4G 1A1  
Canada

**3. Manufacturer:** Pratt and Whitney Canada

**4. EASA Certification/JAA Validation Application Date:** 07 March 2007 for PW127M

**5. Validation Reference Date:** 16 December 1983

**6. EASA Certification Date:**

PW118 30 December 1986 DGAC-F Type Certificate M-IM 15	PW118A 21 April 1988 LBA Motor- Kennblatt Nr. 7028	PW119B 08 October 1993 LBA Motor- Kennblatt Nr. 7028	PW119C 07 June 1996 LBA Motor- Kennblatt Nr. 7028	PW120 06 September 1985 DGAC-F Type Certificate M-IM 15
PW120A 06 September 1985 DGAC-F Type Certificate M-IM 15	PW121 03 March 1988 DGAC-F Type Certificate M-IM 15	PW121A 07 December 1995 DGAC-F Type Certificate M-IM 15	PW123 12 November 1990 DGAC-F Type Certificate M-IM 15	PW123AF 27 October 1994 <sup>(1)</sup> Aircraft TC ENAC A402 Bombardier CL-215- 6B11
PW123B 18 June 1993 LBA Motor- Kennblatt Nr. 7028	PW123C 22 December 1997 LBA Motor- Kennblatt Nr. 7028	PW123D 22 December 1997 LBA Motor- Kennblatt Nr. 7028	PW123E 22 March 1995 <sup>(1)</sup> Aircraft TC EASA IM A.191 Bombardier DHC-8- 201/202/315	PW124B 31 August 1989 DGAC-F Type Certificate M-IM 15
PW125B 28 February 1992 DGAC-F Type Certificate M-IM 15	PW126 21 April 1988 LBA Motor- Kennblatt Nr. 7028	PW126A 30 November 1989 CAA-UK Letter 9/80/EZ5	PW127 06 November 1992 DGAC-F Type Certificate M-IM 15	PW127B 2 May 1995 CAA-UK Letter 9/80/PW100/C01/9A
PW127D 7 February 1994 CAA-UK Letter 9/80/C/402/I1	PW127E 07 July 1995 DGAC-F Type Certificate M-IM 15	PW127F 13 January 1997 DGAC-F Type Certificate M-IM 15	PW127G 02 December 1999 <sup>(1)</sup> Aircraft TC EASA A 186 EADS CASA C295	PW127M 20 December 2007

Except for PW127M, EASA Type-Certification for the above mentioned engine models is granted in accordance with the following Articles of EU Commission Regulation EC 1702/2003:

- Article 2 paragraph 3(a)(i) based on the respective DGAC France, LBA Germany and CAA United Kingdom validation letters issued following NAA approvals prior to 28 September 2003
- For models marked <sup>(1)</sup> Article 2 paragraph 3(b) based on NAA approvals of aircrafts equipped with theses engine models prior to 28 September 2003.

### III. Technical Characteristics

#### 1. Type Design Definition:

Engine Model	Engine Assembly Drawing	Engine Model	Engine Assembly Drawing
PW118	3104700	PW123E	3038400
PW118A	3041200	PW124B	3041900
PW119B	3049700	PW125B	3035600
PW119C	3049700	PW126	3035600
PW120	3104500	PW126A	3035600
PW120A	3104500	PW127	3047600
PW121	3104500	PW127B	3048000
PW121A	3120200	PW127D	3040963
PW123	3038400	PW127E	3047600
PW123AF	3038400	PW127F	3047600
PW123B	3038400	PW127G	3045350
PW123C	3038400	PW127M	3073453
PW123D	3038400		

#### 2. Description:

The PW100 series turboprop engines comprise a three spool turbomachine (including a free turbine), and a reduction gearbox

For all models, the engine control is made via a single channel Electronic Engine Control (EEC) unit, with a hydro-mechanical back-up

#### 3. Equipment:

Approved equipment is defined in the applicable engine model approved Engine Parts List

#### 4. Dimensions and Weight:

Engine Model	Overall Length (mm)	Overall Width (mm)	Dry Spec Weight (kg)
PW118	2046	635	390.5
PW118A	2046	635	392.8
PW119B	2046	635	411.4
PW119C	2046	635	411.4
PW120	2130	635	417.3
PW120A	2130	635	423.2
PW121	2130	635	423.2
PW121A	2130	635	434.0
PW123	2130	660	450.0
PW123AF	2130	660	450.0
PW123B	2130	660	450.0
PW123C	2130	660	450.0
PW123D	2130	660	450.0
PW123E	2130	660	450.0
PW124B	2130	679	480.8
PW125B	2130	679	480.8
PW126	2130	679	480.8
PW126A	2130	679	480.8
PW127	2130	679	480.8
PW127B	2130	679	480.8
PW127D	2130	679	480.8
PW127E	2130	679	480.8
PW127F	2130	679	480.8
PW127G	2130	679	484.4
PW127M	2130	679	481.7

## 5. Ratings:

See Notes 1 & 2.

Engine Model Ratings at Sea Level	Maximum Take-off Power – 5 min. (*)		Normal Take-off Power – 5 min. (*)		Maximum Continuous Power	
	Shaft Power (kW)	Maximum Air Temp for Rated Power (°C)	Shaft Power (kW)	Maximum Air Temp for Rated Power (°C)	Shaft Power (kW)	Maximum Air Temp for Rated Power (°C)
PW118	-	-	1342	33	1342	33
PW118A	-	-	1342	42	1342	42
PW119B	1625	31	1380	48	1380	48
PW119C	1625	36	1380	48	1380	53
PW120	1491	28	1342	28	1268	28
PW120A	1491	28	1342	28	1342	33
PW121	1603	26	1454	26	1454	28
PW121A	1640	25	1476	25	1417	30
PW123	1775	35	1598	35	1604	45
PW123AF	1775	35	-	-	1603	45
PW123B	1865	30	1687	30	1603	30
PW123C	1604	26	1454	26	1454	34
PW123D	1604	45	1454	45	1454	53
PW123E	1775	41	1598	41	1604	45
PW124B	1790	34	1611	34	1790	34
PW125B	1864	30	1678	30	1603	45
PW126 (**)	-	-	1648	28	1648	28
PW126A	1985	29	1787	29	1769	41
PW127	2051	32	1846	32	1864	41
PW127B	2051	30	1846	30	1864	41
PW127D	2051	33	1846	33	2051	33
PW127E	1790	45	1611	45	1790	45
PW127F	2051	35	1846	35	1864	44
PW127G	2178	35	1973	35	2178	35
PW127M	2051	39	1846	39	1864	48

(\*) See Note 2

(\*\*) PW126 Contingency Power Ratings: see Table below

Engine Model Ratings at Sea Level	Maximum Contingency Power (2 ½ min.)		Intermediate Contingency Power	
	Shaft Power (kW)	Maximum Air Temp for Rated Power (°C)	Shaft Power (kW)	Maximum Air Temp for Rated Power (°C)
PW126	1978	32	1766	39

## 6. Control System:

For all models, the fuel control is made via a single channel Electronic Engine Control (EEC) unit, with a hydro-mechanical back-up. The hardware and software configuration of this system and the associated engine fuel pump and hydro mechanical unit are controlled by the approved engine equipment list for each specific engine model and aircraft application.

## 7. Fluids

### 7.1 Fuel Type:

The approved fuels and additives must conform to the current P&WC specifications CPW 204 and later revisions. Maintenance Manual, Chapter 72-00-00

## 7.2 Oil Type

The approved oil types are defined in relevant Maintenance Manual, Chapter 72-00-00.

## 7.3 Oil Tank Capacity

Engine Model	Usable Oil Tank Capacity (liters)	Total Oil Tank Capacity (liters)	Engine Model	Usable Oil Tank Capacity (liters)	Total Oil Tank Capacity (liters)
PW118	3.8	17.7	PW123E	8.0	19.3
PW118A	3.8	17.7	PW124B	8.0	19.3
PW119B	3.8	17.7	PW125B	8.0	19.3
PW119C	3.8	17.7	PW126	8.0	19.3
PW120	3.8	17.7	PW126A	8.0	19.3
PW120A	3.8	17.7	PW127	8.0	19.3
PW121	3.8	17.7	PW127B	8.0	19.3
PW121A	3.8	17.7	PW127D	8.0	19.3
PW123	8.0	19.3	PW127E	8.0	19.3
PW123AF	8.0	19.3	PW127F	8.0	19.3
PW123B	8.0	19.3	PW127G	8.0	19.3
PW123C	8.0	19.3	PW127M	8.0	19.3
PW123D	8.0	19.3			

## 8. Aircraft Accessory Drives:

For accessory drives specifications, refer to the applicable engine model Installation Manual and Installation Drawing.

## 9. Maximum Permissible Air Bleed Extraction:

### Maximum External (HP):

All models: 10% of inlet airflow up to a maximum of 15 Kg/min

### Maximum External (LP):

For PW118, PW118A, PW120, PW120A, PW121 and PW121A:  
8% of inlet airflow.

For PW119B, PW119C, PW123, PW123AF, PW123B, PW123C, PW123D, PW123E, PW124B, PW125B, PW126, PW126A, PW127, PW127B, PW127D, PW127E, PW127F, PW127G and PW127M:  
10% of inlet airflow.

### Maximum during start:

Bleed flow equivalent to that obtained from 0.5 cm diameter orifice at the engine bleed port

## **IV. Operational Limits:**

See Notes 3 and 13

### **1. Temperature Limits:**

#### **1.1 Maximum Inter-Turbine Temperature (ITT):**

Rating	Maximum Take-off (°C)	Normal Take-off (°C)	Maximum Continuous (°C)	Transient 20 secs (°C)	Transient 5 secs (°C)	Starting 5 secs (°C)
PW118	N/A	816	800	850	-	950
PW118A	N/A	816	800	850	-	950
PW119B	800	800	800	850	-	950
PW119C	800	800	800	850	-	950
PW120 (**)	816	785	800	850	-	950
PW120A (**)	816	785	800	850	-	950
PW121 (*) (**)	816	785	800	850	-	950
PW121A	816	791	800	850	-	950
PW123 (*)	800	765	800	840	-	950
PW123AF	800	-	800	840	-	950
PW123B (*)	800	765	800	840	-	950
PW123C (*)	800	770	800	840	-	950
PW123D (*)	800	770	800	840	-	950
PW123E (*)	800	765	800	840	-	950
PW124B (*)	800	765	800	840	-	950
PW125B (*)	800	765	800	840	-	950
PW126 (*)	N/A	760	760	840	-	950
PW126A (*)	800	765	800	840	-	950
PW127 (*)	800	765	800	840	-	950
PW127B (*)	800	773	800	840	-	950
PW127D (*)	800	750	800	840	-	950
PW127E (*)	800	765	800	840	-	950
PW127F (*)	800	765	800	840	-	950
PW127G (*)	800	765	800	840	-	950
PW127M (*)	800	765	800	840	-	950

(\*) see Note 6

(\*\*) see Note 8

#### **1.2 Oil Temperature:**

Refer to Installation Manual

#### **1.3 Fuel Temperature:**

Refer to Installation Manual



## 2. Maximum Permissible Rotor Speeds:

### 2.1 Maximum Output Shaft Speed:

Rating	Maximum Take-off (RPM)	Normal Take-off (RPM)	Maximum Continuous (RPM)	Transient 20 secs (RPM)	Transient 5 secs (RPM)	Starting 5 secs (RPM)
PW118		1313	1313	1430	-	-
PW118A		1313	1313	1430	-	-
PW119B	1339	1339	1339	1430	-	-
PW119C	1339	1339	1339	1430	-	-
PW120	1212	1212	1212	1320	1440	-
PW120A	1212	1212	1212	1320	1440	-
PW121	1212	1212	1212	1320	1440	-
PW121A	1212	1212	1212	1320	1440	-
PW123	1212	1212	1212	1320	-	-
PW123AF	1212	-	1212	1320	-	-
PW123B	1212	1212	1212	1320	-	-
PW123C	1212	1212	1212	1320	-	-
PW123D	1212	1212	1212	1320	-	-
PW123E	1212	1212	1212	1320	-	-
PW124B	1212	1212	1212	1380	-	-
PW125B	1212	1212	1212	1380	-	-
PW126	1212 (*)	1212	1212	1380	-	-
PW126A	1212	1212	1212	1380	-	-
PW127	1212	1212	1212	1296	1440	-
PW127B	1212	1212	1212	-	1440	-
PW127D	1212	1212	1212	-	1440	-
PW127E	1212	1212	1212	1296	1440	-
PW127F	1212	1212	1212	1296	1440	-
PW127G	1212	1212	1212	-	1440	-
PW127M	1212	1212	1212	1296	1440	-

(\*) PW126 Max Contingency 2 ½ minutes max and Intermediate Contingency ratings

2.2 Maximum HP Spool Speed:

Rating	Maximum Take-off (RPM)	Normal Take-off (RPM)	Maximum Continuous (RPM)	Transient 20 secs (RPM)	Transient 5 secs (RPM)	Starting 5 secs (RPM)
PW118	-	33300	33300	33966	-	-
PW118A	-	33966	33966	33966	-	-
PW119B	34200	34200	34200	34700	-	-
PW119C	34200	34200	34200	34700	-	-
PW120 (*)	34350	-	34150	34675	-	-
PW120A (*)	34350	-	34150	34675	-	-
PW121 (*)	34350	-	34150	34675	-	-
PW121A	34380	33975	34160	34675	-	-
PW123	34200	33633	34200	34550	-	-
PW123AF	34200	-	34200	34550	-	-
PW123B	34200	33633	34200	34550	-	-
PW123C	34200	33633	34200	34550	-	-
PW123D	34200	33633	34200	34550	-	-
PW123E(*)	34200	-	34200	34550	-	-
PW124B	34200	33633	34200	34550	-	-
PW125B	34200	33750	34200	34550	-	-
PW126	34550 (**)	33600	33600	34550	-	-
PW126	34200 (***)	-	-	-	-	-
PW126A	34190	33670	34190	34500	-	-
PW127	34360	33930	34360	35440	-	-
PW127B	34360	33850	34360	34730	-	-
PW127D	34360	33850	34360	34730	-	-
PW127E	34360	33930	34360	35440	-	-
PW127F	34360	33930	34360	35440	-	-
PW127G	34530	34050	34530	35440	-	-
PW127M	34360	33930	34360	35440	-	-

(\*) See Note 5

(\*\*) PW126 Max Contingency 2 ½ minute max power rating

(\*\*\*) PW126 Intermediate Contingency power rating

2.3 Maximum LP Spool Speed:

Rating	Maximum Take-off (RPM)	Normal Take-off (RPM)	Maximum Continuous (RPM)	Transient 20 secs (RPM)	Transient 5 secs (RPM)	Starting 5 secs (RPM)
PW118	-	27700	27700	28531	-	-
PW118A	-	28808	28808	28808	-	-
PW119B	28900	28900	28900	29340	-	-
PW119C	28900	28900	28900	29340	-	-
PW120 (*)	-	-	-	-	-	-
PW120A (*)	-	-	-	-	-	-
PW121 (*)	-	-	-	-	-	-
PW121A (*)	-	-	-	-	-	-
PW123	28800	28170	28800	28900	-	-
PW123AF	28800	-	28800	28900	-	-
PW123B	28800	28270	28800	28900	-	-
PW123C	28800	28270	28800	28900	-	-
PW123D	28800	28270	28800	28900	-	-
PW123E	28800	28170	28800	28900	-	-
PW124B	28800	28170	28800	28900	-	-
PW125B	28800	28140	28800	28900	-	-
PW126	28900 (**)	27900	27900	28900	-	-
PW126	28500 (***)	-	-	-	-	-
PW126A	28900	28280	28900	28900	-	-
PW127	28870	28090	28870	29575	-	-
PW127B	28870	28000	28870	29500	-	-
PW127D	28870	28000	28870	29500	-	-
PW127E	28870	28090	28870	29575	-	-
PW127F	28870	28090	28870	29575	-	-
PW127G	28990	28500	28990	29575	-	-
PW127M	28870	28090	28870	29575	-	-

(\*) see Note 9

(\*\*) PW126 Max Contingency 2 ½ minutes max power rating

(\*\*\*) PW126 Intermediate Contingency power rating

### 3. Maximum Output Torque:

Rating	Maximum Take-off (Nm)	Normal Take-off (Nm)	Maximum Continuous (Nm)	Transient 20 secs (Nm)	Transient 5 secs (Nm)	Starting 5 secs (Nm)
PW118	-	10846	9860	12569	-	-
PW118A	-	10846	9860	12569	-	-
PW119B	12324	-	12324	14331	-	-
PW119C	12324	-	12324	14331	-	-
PW120 (*)	14913	13557	13557	17285	-	-
PW120A (*)	14913	13557	13557	17285	-	-
PW121 (*)	14913	13557	13557	17285	-	-
PW121A	14913	13557	13557	17285	-	-
PW123	14913	13558	13558	17286	-	-
PW123AF	14913	-	13558	17287	-	-
PW123B	15181	13558	13558	17286	-	-
PW123C	13612	-	13612	17286	-	-
PW123D	13612	-	13612	17286	-	-
PW123E	14913	13558	13558	17286	-	-
PW124B	15144	12818	14597	17734	-	-
PW125B	14870	13409	12758	19390	-	-
PW126	15795 (**)	15145	15145	17734	-	-
PW126	15145 (***)	-	-	-	-	-
PW126A	15795	15795	15795	17734	-	-
PW127	17354	17354	17354	19578	-	-
PW127B	17354	17354	17354	17896	-	-
PW127D	17354	17354	17354	19578	-	-
PW127E	17354	17354	17354	19578	-	-
PW127F	17354	17354	17354	19578	-	-
PW 127G	17625	17625	17625	19578	-	-
PW127M	17354	17354	17354	19578	-	-

(\*) See Note 10

(\*\*) PW126 Max Contingency 2 ½ minutes max power rating

(\*\*\*) PW126 Intermediate Contingency power rating

### 4. Pressure Limits:

#### 4.1 Fuel Pressure Limit:

Refer to Installation Manual.

#### 4.2 Oil Pressure Limit:

Refer to Installation Manual

### 5. Installation Assumptions:

The installation assumptions are quoted in the applicable engine model Installation Manual.

### 6. Dispatch Limitations:

There is no Time Limited Dispatch for the EEC of this engine

## **V. Operating and Service Instructions**

### **1. Manuals:**

Engine Model	Engine Installation Manual	Engine Maintenance Manual	Engine Overhaul Manual
PW118	PW118	3034622	3034623
PW118A	PW118A	3034622	3034623
PW119B (*)	PW119B/PW119C	-	-
PW119C (*)		-	3038553
PW120	PW120	3034642	3034643
PW120A	PW120A	3034632	3034633
PW121(BS717)	PW121	3034632	3034633
PW121(BS722,BS725)		3034642	3034643
PW121A	PW121A	3034642	3036433
PW123	PW123	3036432	3036433
PW123AF	PW123AF	3034538	3034539
PW123B	PW123B	3036432	3036433
PW123C	PW123C	3036432	3036433
PW123D	PW123D	3036432	3036433
PW123E	PW123E	3036432	3036433
PW124B	PW124B	3037332	3037333
PW125B	PW125B	3034932	3034933
PW126	PW126	3034922	3034923
PW126A	PW126A	3034922	3034923
PW127	PW127	3037332	3037333
PW127B (*)	PW127B	-	3034933
PW127D	PW127D	3034922	3034923
PW127E	PW127E	3037332	3037333
PW127F	PW127F	3037332	3037333
PW127G	PW127G	3044822	3044823
PW127M	PW127M	3037332	3037333

(\*) See Note 18

### **2. Approved Conversion Service Bulletins:**

For Approved Conversion Service Bulletins, refer to Transport Canada TCDS E-19

## Anexo I: Legislación

Anexo correspondiente a los fragmentos de las especificaciones de diseño de una aeronave para su certificación según la normativa Europea EASA que hacen referencia a hidroaviones y aviones anfibios.

### CS 25.807 Emergency exits

(a) Type. For the purpose of this CS–25, the types of exits are defined as follows:

(1) Type I. This type is a floor level exit with a rectangular opening of not less than 61 cm (24 inches) wide by 1.22 m (48 inches) high, with corner radii not greater than 20.3 cm (8 inches).

(2) Type II. This type is a rectangular opening of not less than 51 cm (20 inches) wide by 1.12 m (44 inches) high, with corner radii not greater than 17.8 cm (7 inches). Type II exits must be floor-level exits unless located over the wing, in which case they must not have a step-up inside the aeroplane of more than 25 cm (10 inches) nor a step-down outside the aeroplane of more than 43 cm (17 inches).

(3) Type III. This type is a rectangular opening of not less than 51 cm (20 inches) wide by 91.4 cm (36 inches) high, with corner radii not greater than 17.8 cm (7 inches), and with a step-up inside the aeroplane of not more than 51 cm (20 inches). If the exit is located over the wing, the step-down outside the aeroplane may not exceed 69 cm (27 inches).

(4) Type IV. This type is a rectangular opening of not less than 48 cm (19 inches) wide by 66 cm (26 inches) high, with corner radii not greater than 16 cm (6.3 inches), located over the wing, with a step-up inside the aeroplane of not more than 73.7 cm (29 inches) and a step-down outside the aeroplane of not more than 91.4 cm (36 inches).

(5) Ventral. This type is an exit from the passenger compartment through the pressure shell and the bottom fuselage skin. The dimensions and physical configuration of this type of exit must allow at least the same rate of egress as a Type I exit with the aeroplane in the normal ground attitude, with landing gear extended.

(6) Tail cone. This type is an aft exit from the passenger compartment through the pressure shell and through an openable cone of the fuselage aft of the pressure shell. The means of opening the tail cone must be simple and obvious and must employ a single operation.

(7) Type A. This type is a floor-level exit with a rectangular opening of not less than 1.07 m (42 inches) wide by 1.83 m (72 inches) high, with corner radii not greater than 17.8 cm (7 inches).

(8) Type B. This type is a floor-level exit with a rectangular opening of not less than 81.3 cm (32 inches) wide by 182.9 cm (72 inches) high, with corner radii not greater than 15.3 cm (6 inches).

(9) Type C. This type is a floor-level exit with a rectangular opening of not less than 76.2 cm (30 inches) wide by 121.9 cm (48 inches) high, with corner radii not greater than 25.4 cm (10 inches).

## CS 23.51 Take-off speeds

- (a) For normal utility and aerobatic category aeroplanes, the rotation speed VR, is the speed at which the pilot makes a control input with the intention of lifting the aeroplane out of contact with the runway or water surface.
  - (3) For seaplanes and amphibians taking off from water, VR, must be a speed that is shown to be safe under all reasonably expected conditions, including turbulence and complete failure of the critical engine.

## GROUND AND WATER HANDLING CHARACTERISTICS

### CS 23.231 Longitudinal stability and control

- (b) A seaplane or amphibian may not have dangerous or uncontrollable porpoising characteristics at any normal operating speed on the water.

### CS 23.233 Directional stability and control

- (a) A 90° cross-component of wind velocity, demonstrated to be safe for taxiing, take-off and landing must be established and must be not less than 0.2 VSO..
- d) Seaplanes must demonstrate satisfactory directional stability and control for water operations up to the maximum wind velocity specified in sub-paragraph (a).

### CS 23.237 Operation on water

Allowable water surface conditions and any necessary water handling procedures for seaplanes and amphibians must be established.

## CS 23.239 Spray characteristics

Spray may not dangerously obscure the vision of the pilots or damage the propellers or other parts of a seaplane or amphibian at any time during taxiing, take-off and landing.

## WATER LOADS

### CS 23.521 Water load conditions

- (a) The structure of seaplanes and amphibians must be designed for water loads developed during take-off and landing with the seaplane in any attitude likely to occur in normal operation at appropriate forward and sinking velocities under the most severe sea conditions likely to be encountered.
- (b) Unless a rational analysis of the water Swivelled loads is made, CS 23.523 through 23.537 apply.

### CS 23.523 Design weights and centre of gravity positions

- (a) *Design weights.* The water load requirements must be met at each operating weight up to the design landing weight except that, for the take-off condition prescribed in CS 23.531, the design water take-off weight (the maximum weight for water taxi and take-off run) must be used.
- (b) *Centre of gravity positions.* The critical centres of gravity within the limits for which certification is requested must be considered to reach maximum design loads for each part of the seaplane structure.

### CS 23.527 Hull and main float load factors

- (a) Water reaction load factors  $n_w$  must be computed in the following manner:
  - (1) For the step landing case

$$n_w = \frac{C_1 V_{so}^2}{\left( \tan^{\frac{2}{3}} \beta \right) W^{\frac{1}{3}}}$$

- (2) For the bow and stern landing cases

$$n_w = \frac{C_1 V_{so}^2}{\left( \tan^{\frac{2}{3}} \beta \right) W^{\frac{1}{3}}} \times \frac{K_1}{\left( 1 + r_x^2 \right)^{\frac{2}{3}}}$$



- (b) The following values are used:

nw=water reaction load factor (that is, the water reaction divided by seaplane weight).

C1=empirical seaplane operations factor equal to 0.012 (except that this factor may not be less than that necessary to obtain the minimum value of step load factor of 2.33).

VSO=seaplane stalling speed in knots with flaps extended in the appropriate landing position and with no slipstream effect.

$\beta$ =Angle of dead rise at the longitudinal station at which the load factor is being determined in accordance with figure 1 of appendix I of this part.

W=seaplane landing weight in pounds.

K1=empirical hull station weighing factor, in accordance with figure 2 of appendix I of this part.

rx=ratio of distance, measured parallel to hull reference axis, from the center of gravity of the seaplane to the hull longitudinal station at which the load factor is being computed to the radius of gyration in pitch of the seaplane, the hull reference axis being a straight line, in the plane of symmetry, tangential to the keel at the main step.

- (c) For a twin float seaplane, because of the effect of flexibility of the attachment of the floats to the seaplane, the factor K1 may be reduced at the bow and stern to 0.8 of the value shown in figure 2 of appendix I of this part. This reduction applies only to the design of the carry through and seaplane structure.

## CS 23.529 Hull and main float landing conditions

- (a) Symmetrical step, bow, and stern landing. For symmetrical step, bow, and stern landings, the limit water reaction load factors are those computed under CS 23.527. In addition—

(1) For symmetrical step landings, the resultant water load must be applied at the keel, through the center of gravity, and must be directed perpendicularly to the keel line;

(2) For symmetrical bow landings, the resultant water load must be applied at the keel, one-fifth of the longitudinal distance from the bow to the step, and must be directed perpendicularly to the keel line; and

(3) For symmetrical stern landings, the resultant water load must be applied at the keel, at a point 85 percent of the longitudinal distance from the step to the stern post, and must be directed perpendicularly to the keel line.

(b) Unsymmetrical landing for hull and single float seaplanes. Unsymmetrical step, bow, and stern landing conditions must be investigated. In addition—

(1) The loading for each condition consists of an upward component and a side component equal, respectively, to 0.75 and 0.25  $\tan \beta$  times the resultant load in the corresponding symmetrical landing condition; and

(2) The point of application and direction of the upward component of the load is the same as that in the symmetrical condition, and the point of application of the side component is at the same longitudinal station as the upward component but is directed inward perpendicularly to the plane of symmetry at a point midway between the keel and chine lines.

(c) Unsymmetrical landing; twin float seaplanes. The unsymmetrical loading consists of an upward load at the step of each float of 0.75 and a side load of 0.25  $\tan \beta$  at one float times the step landing load reached under §23.527. The side load is directed inboard, perpendicularly to the plane of symmetry midway between the keel and chine lines of the float, at the same longitudinal station as the upward load.

### CS 23.531 Hull and main float takeoff condition.

For the wing and its attachment to the hull or main float—

(a) The aerodynamic wing lift is assumed to be zero; and

(b) A downward inertia load, corresponding to a load factor computed from the following formula, must be applied:

$$n = \frac{C_{TO} V_{S1}^2}{\left( \tan^{\frac{2}{3}} \beta \right) W^{\frac{1}{3}}}$$

Where—

n=inertia load factor;

CTO=empirical seaplane operations factor equal to 0.004;

VS1=seaplane stalling speed (knots) at the design takeoff weight with the flaps extended in the appropriate takeoff position;

$\beta$ =angle of dead rise at the main step (degrees); and

W=design water takeoff weight in pounds.

### CS 23.537 Seawing loads.

Seawing design loads must be based on applicable test data.

### CS 23.751 Main float buoyancy.

(a) Each main float must have—

(1) A buoyancy of 80 percent in excess of the buoyancy required by that float to support its portion of the maximum weight of the seaplane or amphibian in fresh water; and

(2) Enough watertight compartments to provide reasonable assurance that the seaplane or amphibian will stay afloat without capsizing if any two compartments of any main float are flooded.

(b) Each main float must contain at least four watertight compartments approximately equal in volume.

### CS 23.757 Auxiliary floats.

Auxiliary floats must be arranged so that, when completely submerged in fresh water, they provide a righting moment of at least 1.5 times the upsetting moment caused by the seaplane or amphibian being tilted.

## Bibliografía

1. Roskam J. Airplane Design I- Preliminary Sizing Of Airplanes. Lawrence, Kansas; 1985.
2. Roskam J. Airplane Design II - Configuration design and Propulsion system. Lawrence, Kansas; 1985.
3. Torenbeek E. Synthesis of Subsonic Airplane Design.pdf. Delf; 1982.
4. Roskam J. Airplane Design V-Component weight estimation. Lawrence, Kansas; 1986.
5. Biran AB. Ship Hydrostatics and Stability. Elsevier; 2003;
6. Gudmundsson S. APPENDIX C3 : Design of Seaplanes. 2013;1–32.
7. Flyer W. Aircraft Instrument Systems.
8. Roskam J. Airplane Design IV-Layout design of landing gear and systems. Lawrence, Kansas; 1986.
9. Stinton D. The design of the Aeroplane. 1983.